



**“Chequeo operacional del sistema hidráulico A, B, y Standby acorde al AMM 29-15-00, para el simulador de vuelo Boeing 737-500 perteneciente a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE”**

Calasanz Vásquez, Jhon Brandon

Departamento de Ciencias de la Energía y Mecánica

Carrera de Tecnología en Mecánica Aeronáutica Mención Aviones

Monografía, previo a la obtención del título de Tecnólogo en Mecánica Aeronáutica Mención Aviones

Ing. Bautista Zurita, Rodrigo Cristobal

Latacunga, 20 de agosto del 2021



**DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y MECÁNICA**  
**CARRERA DE TECNOLOGÍA EN MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN AVIONES**

**CERTIFICACIÓN**

Certifico que la monografía, **“Chequeo operacional del sistema hidráulico A, B, y Standby acorde al AMM 29-15-00, para el simulador de vuelo Boeing 737-500 perteneciente a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE”** fue realizado por el señor **Calasanz Vásquez, Jhon Brandon** la cual ha sido revisada y analizada en su totalidad por la herramienta de verificación de similitud de contenido; por lo tanto cumple con los requisitos legales, teóricos, científicos, técnicos y metodológicos establecidos por la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, razón por la cual me permito acreditar y autorizar para que lo sustente públicamente.

Latacunga, 18 agosto del 2021

**ING. BAUTISTA ZURITA, RODRIGO CRISTOBAL**

**C. C. 1720240991**



# URKUND

Original

## Document Information

Analyzed document	PROYECTO DE TITULACIÓN_CALASANZ_VÁSQUEZ_JHON_BRANDON.pdf (D111210107)
Submitted	8/12/2021 3:17:00 PM
Submitted by	
Submitter email	jbcalsanz@espe.edu.ec
Similarity	3%
Analysis address	rcbautista.espe@analysis.urkund.com

## Sources included in the report

SA	<b>Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE / TESIS-ALEXIS ARMENDARIZ.docx</b> Document TESIS-ALEXIS ARMENDARIZ.docx (D25935289) Submitted by: alex_armendariz@hotmail.com.ar Receiver: Imarellano1.espe@analysis.urkund.com	2
SA	<b>Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE / Monografía Guevara Pico Bryan Adrián.pdf</b> Document Monografía Guevara Pico Bryan Adrián.pdf (D98637661) Submitted by: baguevara2@espe.edu.ec Receiver: gsinca.espe@analysis.urkund.com	1
SA	<b>Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE / TESIS NARVAEZ REV9.docx</b> Document TESIS NARVAEZ REV9.docx (D78164296) Submitted by: leguerrero6@espe.edu.ec Receiver: leguerrero6.espe@analysis.urkund.com	2
SA	<b>Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE / Trabajo de titulación-DAVID CHICAIZA.pdf</b> Document Trabajo de titulación-DAVID CHICAIZA.pdf (D110886562) Submitted by: dvchicaiza1@espe.edu.ec Receiver: eaarevalo1.espe@analysis.urkund.com	2
W	URL: <a href="https://www.aviacioncivil.gob.ec/wp-content/plugins/download-monitor/download.php?id=1436&amp;force=0">https://www.aviacioncivil.gob.ec/wp-content/plugins/download-monitor/download.php?id=1436&amp;force=0</a> Fetched: 9/24/2020 3:04:22 PM	2
W	URL: <a href="http://www.srvsop.aero/site/wp-content/uploads/2017/04/RPEL11_Informe.pdf">http://www.srvsop.aero/site/wp-content/uploads/2017/04/RPEL11_Informe.pdf</a> Fetched: 12/17/2020 2:30:13 PM	3
SA	<b>Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE / Tesis - Damian Tuarez Flores.pdf</b> Document Tesis - Damian Tuarez Flores.pdf (D50922754) Submitted by: damiantuarez9723@gmail.com Receiver: maarellano3.espe@analysis.urkund.com	2
W	URL: <a href="https://www.dgac.gob.bo/wp-content/uploads/2020/12/RAB_60.pdf">https://www.dgac.gob.bo/wp-content/uploads/2020/12/RAB_60.pdf</a> Fetched: 6/21/2021 2:52:51 PM	6
SA	<b>URKUND SR. CUENCA HOLGER.pdf</b> Document URKUND SR. CUENCA HOLGER.pdf (D62843200)	2
SA	<b>Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE / TESIS CHAPI CHALACAN SHERLAY PAOLA.docx</b> Document TESIS CHAPI CHALACAN SHERLAY PAOLA.docx (D54471818) Submitted by: sherlay1992@hotmail.com Receiver: gsinca.espe@analysis.urkund.com	4
W	URL: <a href="http://articles.sae.org/2917/">http://articles.sae.org/2917/</a> Fetched: 8/12/2021 3:18:00 PM	1

ING. BAUTISTA ZURITA, RODRIGO CRISTOBAL

C. C. 1720240991



**DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y MECÁNICA**  
**CARRERA DE TECNOLOGÍA EN MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN AVIONES**

**RESPONSABILIDAD DE AUTORÍA**

Yo, **Calasanz Vásquez, Jhon Brandon**, con cédula de ciudadanía n°1718976333, declaro que el contenido, ideas y criterios de la monografía: **“Chequeo operacional del sistema hidráulico A, B, y Standby acorde al AMM 29-15-00, para el simulador de vuelo Boeing 737-500 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, 18 agosto del 2021

**Calasanz Vásquez, Jhon Brandon**

**C.C.: 1718976333**



**DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y MECÁNICA**  
**CARRERA DE TECNOLOGÍA EN MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN**  
**AVIONES**

**AUTORIZACIÓN DE PUBLICACIÓN**

Yo **Calasanz Vásquez, Jhon Brandon** autorizo a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE publicar la monografía: **“Chequeo operacional del sistema hidráulico A, B, y Standby acorde al AMM 29-15-00, para el simulador de vuelo Boeing 737-500 perteneciente a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE”** en el Repositorio Institucional, cuyo contenido, ideas y criterios son de mi responsabilidad.

Latacunga, 18 agosto del 2021

**Calasanz Vásquez, Jhon Brandon**

## DEDICATORIA

Este trabajo de titulación quiero dedicar primero a Dios quien ha sido mi fortaleza para poder llegar hasta este punto de culminar con mi carrera profesional y esperando bajo sus planes iniciar con nuevos objetivos de vida. Quiero dedicarle también a mi familia quien ha sido mi gran sustento de igual manera para poder cumplir con este objetivo.

## AGRADECIMIENTO

Quiero agradecer en primer lugar a Dios quien ha sido la fuente de donde provenía todo para poder haber llegado hasta aquí. Fuerzas, fe y sabiduría, todo esto fue lo que me acompañó y provino de Dios y hoy le doy las gracias por haberme permitido poder cumplir con este objetivo de varios años y de bastante perseverancia y constancia para poder lograrlo. Quiero agradecer en segundo lugar, a mi familia: mi madre, mi papá Diego, mis hermanos, que han sido el lugar donde siempre podía coger fuerzas y recibir una palabra de aliento. A mi padre, que él lleva una parte también del que yo haya podido hacer realidad el poder estudiar una carrera universitaria. A mis abuelos tanto de padre como de madre que directa o indirectamente estuvieron allí apoyándome en este caminar. A mis primos, en especial a mi primo Kevin que estuvo allí presente y nos dábamos la mano para poder hacer esto algún día realidad y que lo empezamos juntos. A Josué y Yajaira que siempre estuvieron allí haciéndose presentes de una u otra manera. Quiero agradecer a la Familia Turner que a pesar de estar lejos de mí han formado parte de lo que soy. A mis amigos y hermanos en Cristo, y todos los que estuvieron ahí cada uno a su tiempo apoyándome. Muchas gracias a todos, en verdad, gracias por cada uno de sus aportes para que este objetivo haya podido darse y alcanzarse.

**Tabla de contenidos**

Carátula.....	1
Certificación.....	2
U r k u n d .....	3
Responsabilidad de Autoría.....	4
Autorización de Publicación .....	5
Dedicatoria .....	6
Agradecimiento .....	7
Tabla de contenidos.....	8
Índice de tablas.....	14
Índice de figuras .....	15
Resumen.....	20
Abstract.....	21
Marco metodológico de la investigación .....	22
<b>Introducción .....</b>	<b>22</b>
<b>Antecedentes .....</b>	<b>23</b>
<b>Planteamiento del Problema .....</b>	<b>24</b>



Justificación .....	25
Objetivos .....	25
<i>Objetivo general</i> .....	25
<i>Objetivos específicos</i> .....	25
Alcance.....	26
Fundamentación teórica .....	27
Sistema Hidráulico de Aeronaves .....	27
Sistema Hidráulico básico de una aeronave.....	28
<i>Sistema Hidráulico de centro abierto</i> .....	29
<i>Sistema Hidráulico de centro cerrado</i> .....	30
Sistema de energía hidráulica.....	31
Componentes de un sistema hidráulico .....	32
<i>Reservorios</i> .....	32
<i>Filtros</i> .....	34
<i>Bombas</i> .....	35
Bomba Manual.....	35
Bombas de motor.....	36
<i>Bomba de desplazamiento constante</i> .....	36
<i>Bomba de potencia tipo engranaje</i> .....	37
<i>Bomba Gerotor</i> .....	37
<i>Bomba de pistón</i> .....	38
Bomba de pistón de eje doblado .....	39
Bomba de pistón en línea .....	40
<i>Bomba de paletas</i> .....	41
<i>Bomba de desplazamiento variable</i> .....	42
<i>Válvulas</i> .....	43
Válvulas de control de fluido.....	43
<i>Válvula selectora</i> .....	44
<i>Válvula check</i> .....	45
<i>Válvula de secuencia</i> .....	46

<i>Válvulas prioritarias</i> .....	47
<i>Válvula de desconexión rápida</i> .....	48
<i>Fusibles hidráulicos</i> .....	48
Válvulas de control de presión .....	49
<i>Válvula de alivio</i> .....	50
<i>Reguladores de presión</i> .....	51
<i>Reductores de presión</i> .....	51
Válvulas de doble efecto .....	51
<i>Válvulas de cierre</i> .....	52
<i>Acumuladores de fluido</i> .....	53
<i>Intercambiadores de calor</i> .....	54
<i>Actuadores</i> .....	55
<i>Unidad de transferencia de potencia (PTU)</i> .....	56
<i>Selladores</i> .....	57
Fluido hidráulico.....	60
<i>Viscosidad</i> .....	60
<i>Estabilidad química</i> .....	61
<i>Punto de inflamación</i> .....	62
<i>Punto de combustión</i> .....	62
<i>Tipos de fluidos hidráulicos</i> .....	62
Líquidos hidráulicos basados en minerales.....	62
Líquidos hidráulicos basados en polialfaolefinas .....	63
Líquidos Hidráulicos basados en ésteres de fosfato.....	64
<i>Mezcla de fluidos</i> .....	65
<i>Compatibilidad del fluido con los materiales de la aeronave</i> .....	65
<i>Contaminación de un fluido hidráulico</i> .....	66
<i>Prevención y control de la contaminación de un fluido hidráulico en su sistema</i> .....	67
Sistema Hidráulico de una aeronave categoría transporte - Boeing 737 – 500.....	69
<i>Introducción</i> .....	69
<i>Distribución del sistema hidráulico en la aeronave Boeing 737 – 500</i> .....	70
<i>Panel de control del sistema hidráulico en la cabina de vuelo de la aeronave</i>	
<i>Boeing 737 – 500</i> .....	72
Flight Control Panel – Standby System (P5) .....	74
System A and B Control Panel .....	77

Hydraulic pressure and quantity system Indicators .....	78
Right Light Shield Panel – Luces de advertencia del sistema hidráulico (P7) .....	82
<i>Ubicación de los componentes del sistema hidráulico de la aeronav</i>	
<i>Boeing 737 – 500</i> .....	82
<i>Sistemas Hidráulicos A y B</i> .....	84
<i>Sistema Standby</i> .....	87
<i>Unidad de Transferencia de Potencia (PTU)</i> .....	88
<b>Dispositivos de entrenamiento y simulación de vuelo – FSTD (Clasificación y Calificación) .....</b>	<b>89</b>
<i>Introducción de los inicios de un FSTD</i> .....	89
<i>Clasificación estándar de Simuladores de Vuelo</i> .....	90
Simulador de Aeronave .....	90
Dispositivo de entrenamiento y simulación de vuelo .....	91
<i>Regulaciones para dispositivos de entrenamiento de simulación de vuelo RDAC 60 DGAC</i> ...	92
Utilización de un dispositivo de instrucción para simulación de vuelo .....	92
Requisitos de Calificación Inicial .....	93
Operación de un FSTD con componentes faltantes, inoperativos o con un mal funcionamiento .....	95
Requisitos específicos de cumplimiento para un simulador de vuelo (FFS) .....	95
Aceptación de la calificación de un dispositivo de instrucción para simulación de vuelo por parte de la Autoridad de Aviación Civil .....	96
<b>Desarrollo del tema .....</b>	<b>97</b>
Preliminares .....	97
Medidas de Seguridad .....	97
Herramientas y Equipos .....	98
Materiales .....	99
Traslado de la cabina de vuelo Boeing 737 – 500 al nuevo campus de la universidad .....	101
Proceso estructural de reacondicionamiento de la cabina de vuelo Boeing 737 – 500 .....	101
<i>Reparaciones estructurales</i> .....	102
<i>Decapado</i> .....	102

<i>Preparación previa al proceso de pintura</i> .....	103
<b>Proceso de reacondicionamiento interno de la cabina de vuelo Boeing 737 – 500</b> .....	105
<i>Diagrama del proceso interno llevado a cabo para el ensamblaje del sistema hidráulico</i> ..	105
<i>Análisis de los elementos de ensamblaje que compondrán al sistema hidráulico</i> .....	106
<i>Procedimiento de ensamblaje del sistema hidráulico</i> .....	107
<i>Conexiones de los componentes electrónicos para la simulación del sistema hidráulico</i> ....	108
<i>Proceso de programación y configuración de software de switches y luces</i> .....	112
Paso inicial del proceso de programación (Interfaz HCSCI) .....	113
Descarga de la interfaz de programación HCSCI .....	114
Proceso de configuración y asignación de funciones para el sistema hidráulico .....	115
Descarga del data de configuración y programación asignada para cada switch o luz del sistema hidráulico .....	118
Proceso de comprobación de la programación y configuración asignada para el sistema hidráulico .....	119
<b>Chequeo operacional al sistema hidráulico del simulador de vuelo Boeing 737-500 según su manual de mantenimiento ATA 29</b> .....	122
<i>Chequeo Operacional del Sistema Hidráulico A y B</i> .....	122
Preparación .....	122
Procedimiento.....	124
Realizar procedimiento para poner a la aeronave en su condición usual de operación ..	130
<i>Chequeo Operacional del Sistema Hidráulico Standby</i> .....	130
Preparación.....	130
Procedimiento.....	131
Realizar procedimiento para poner a la aeronave en su condición usual de operación ..	141
<i>Cheque Operacional para las bombas de motor eléctrico de los sistemas A o B</i> .....	141
Procedimiento.....	141
Realizar procedimiento para poner a la aeronave en su condición usual de operación ..	147
<b>Parámetros de estándares de calificación para dispositivos de entrenamiento     y simulación de vuelo (FSTD)</b> .....	148
<b>Conclusiones y Recomendaciones</b> .....	155
<b>Conclusiones</b> .....	155

<b>Recomendaciones .....</b>	<b>155</b>
<b>Bibliografía .....</b>	<b>157</b>
<b>Anexos .....</b>	<b>159</b>

**Índice de tablas**

<b>Tabla 1</b> <i>Tipos de selladores hidráulicos</i> .....	57
<b>Tabla 2</b> <i>Líquidos hidráulicos basados en minerales</i> .....	62
<b>Tabla 3</b> <i>Líquidos hidráulicos basados en polialfaolefinas</i> .....	63
<b>Tabla 4</b> <i>Líquidos hidráulicos basados en ésteres de fosfato</i> .....	64
<b>Tabla 5</b> <i>Horario de control de un sistema hidráulico</i> .....	66
<b>Tabla 6</b> <i>Descripción panel de controles de vuelo y sistema standby</i> .....	75
<b>Tabla 7</b> <i>Descripción del panel de control del sistema hidráulico</i> .....	78
<b>Tabla 8</b> <i>Descripción de los indicadores de presión y cantidad del sistema hidráulico</i> .....	81
<b>Tabla 9</b> <i>Herramientas generales utilizadas en el proyecto técnico</i> .....	98
<b>Tabla 10</b> <i>Equipos e instrumentos utilizados en el proyecto técnico</i> .....	98
<b>Tabla 11</b> <i>Materiales eléctricos – electrónicos utilizados en el proyecto técnico</i> .....	99

## Índice de figuras

<b>Figura 1</b> Sistema hidráulico de una aeronave.....	27
<b>Figura 2</b> Sistema hidráulico básico de una aeronave .....	28
<b>Figura 3</b> Sistema hidráulico de centro abierto.....	29
<b>Figura 4</b> <i>Sistema hidráulico de centro cerrado</i> .....	30
<b>Figura 5</b> Unidad de energía hidráulica.....	32
<b>Figura 6</b> Tipos de reservorios.....	33
<b>Figura 7</b> Módulo de filtros .....	34
<b>Figura 8</b> Bomba manual.....	35
<b>Figura 9</b> Bomba de desplazamiento constante .....	36
<b>Figura 10</b> Funcionamiento de una bomba de potencia tipo engranaje .....	37
<b>Figura 11</b> Bomba gerotor funcionamiento .....	38
<b>Figura 12</b> Trabajo y movimiento de una bomba de pistón.....	38
<b>Figura 13</b> Bomba de pistón de eje doblado.....	39
<b>Figura 14</b> Bomba de pistón en línea .....	40
<b>Figura 15</b> Bomba de paletas .....	41
<b>Figura 16</b> Bomba de desplazamiento variable.....	42
<b>Figura 17</b> Válvula selectora y su funcionamiento .....	44
<b>Figura 18</b> Descripción interna válvula check .....	45
<b>Figura 19</b> Descripción válvula de secuencia .....	46
<b>Figura 20</b> Válvula prioritaria funcionamiento.....	47
<b>Figura 21</b> Válvula de desconexión rápida funcionamiento .....	48
<b>Figura 22</b> Fusibles hidráulicos.....	49
<b>Figura 23</b> Válvula de alivio y sus partes .....	50
<b>Figura 24</b> Válvula de doble efecto .....	51
<b>Figura 25</b> Válvula de cierre diseño externo .....	52
<b>Figura 26</b> Acumuladores de fluido.....	53
<b>Figura 27</b> Función de un intercambiador de calor.....	54
<b>Figura 28</b> Desplazamiento de un actuador y sus partes.....	55
<b>Figura 29</b> Unidad de transferencia de potencia partes .....	56
<b>Figura 30</b> Tipos de selladores hidráulicos.....	59
<b>Figura 31</b> Instrumento de medición - viscosímetro.....	61

<b>Figura 32</b> Proceso de prevención y control de contaminación para un fluido hidráulico.....	67
<b>Figura 33</b> Sistema hidráulico de una aeronave categoría transporte .....	69
<b>Figura 34</b> Distribución del sistema hidráulico de la aeronave Boeing 737 - 500.....	70
<b>Figura 35</b> Distribución esquemática del sistema hidráulico de la aeronave Boeing 737 – 500.....	72
<b>Figura 36</b> Cabina de control de la aeronave Boeing 737 – 500 y paneles del sistema hidráulico .....	73
<b>Figura 37</b> Overhead panel (p5) – flight control panel – sistema standby.....	75
<b>Figura 38</b> Overhead panel (p5) – hydraulic control panel and indicators .....	77
<b>Figura 39</b> Panel (p3) – hydraulic pressure and quantity indicators .....	79
<b>Figura 40</b> Center panel (p2) – hydraulic pressure and quantity indicators .....	80
<b>Figura 41</b> Glareshield panel p7 – hydraulic warning lights – lado derecho.....	82
<b>Figura 42</b> Ubicación de componentes del sistema hidráulico en la aeronave Boeing 737 – 500 .....	83
<b>Figura 43</b> Cabina de entrenamiento de un simulador de aeronave.....	90
<b>Figura 44</b> Cabina interior de un dispositivo de entrenamiento y simulación de vuelo.....	91
<b>Figura 45</b> Traslado de la cabina de vuelo Boeing 737 – 500 al nuevo campus de la universidad.....	101
<b>Figura 46</b> Proceso de reparaciones exteriores de la cabina de vuelo Boeing 737 - 500 .....	102
<b>Figura 47</b> Proceso de decapado externo de la cabina de vuelo Boeing 737 - 500 .....	103
<b>Figura 48</b> Proceso de preparación previo al acabado de pintura.....	103
<b>Figura 49</b> Procedimiento final de pintura realizado mediante capas de protección .....	104
<b>Figura 50</b> Apreciación final del acabado de pintura en la cabina de vuelo Boeing 737 - 500 .....	104
<b>Figura 51</b> Inspección y evaluación inicial del estado del sistema hidráulico .....	106
<b>Figura 52</b> Análisis de los componentes para el ensamblaje del sistema hidráulico.....	107
<b>Figura 53</b> Procedimiento de ensamblaje del sistema hidráulico en la cabina de vuelo Boeing .....	108
<b>Figura 54</b> Circuito simulado de la conexión de luces del sistema hidráulico .....	108
<b>Figura 55</b> Circuito simulado de la conexión de switches del sistema hidráulico.....	109
<b>Figura 56</b> Circuito simulado de la conexión de switches y luces del sistema hidráulico (off) .....	109
<b>Figura 57</b> Circuito simulado de la conexión de switches y luces del sistema hidráulico (on) .....	109



<b>Figura 58</b> Circuito simulado de indicadores de luces leds del sistema hidráulico con arduino mega .....	110
<b>Figura 59</b> Circuito simulado de switches de accionamiento del sistema hidráulico con arduino mega y multiplexor CD74HC4067 .....	111
<b>Figura 60</b> Conexión de los componentes electrónicos del sistema hidráulico.....	112
<b>Figura 61</b> Encendido del computador para direccionarse a la página oficial de HCSCI .....	113
<b>Figura 62</b> Página oficial de HCSCI (interfaz de programación) .....	113
<b>Figura 63</b> Descarga del programa HCSCI desde página oficial.....	114
<b>Figura 64</b> Lugar de descarga programa HCSCI y copia del archivo HCSCI plugin.....	114
<b>Figura 65</b> Ubicación del programa x-plane 11 y copia de losarchivos del programa HCSCI.....	115
<b>Figura 66</b> Carpeta HCSCI y lugar de almacenamiento para el data de programación.....	115
<b>Figura 67</b> Proceso de configuración y asignación de funciones para el sistema hidráulico .....	116
<b>Figura 68</b> Espacio de asignación de funciones en la placa de arduino virtual de la interfaz.....	116
<b>Figura 69</b> Proceso de asignación de placa de entrada (multiplexor) para su programación .....	117
<b>Figura 70</b> Selección de accionamiento de switches y luces indicadoras del sistema hidráulico.....	117
<b>Figura 71</b> Descarga del data de configuración y programación del sistema hidráulico .....	118
<b>Figura 72</b> Carpeta de descarga del programa y ubicación de los archivos del programa x-plane .....	118
<b>Figura 73</b> Carpeta de plugins y HCSCI del programa x-plane y proceso de almacenamiento del data descargado para la simulación del sistema hidráulico .....	119
<b>Figura 74</b> Abrir programa x-plane 11 para las respectivas pruebas y comprobaciones.....	119
<b>Figura 75</b> Ejecución del programa x-plane 11 (selección de nuevo vuelo y tipo de aeronave) ..	120
<b>Figura 76</b> Selección de condiciones de vuelo y comprobación del data de simulación (plugins) .....	120
<b>Figura 77</b> Verificación de detección de placa de arduino mega y comprobación de programación.....	121
<b>Figura 78</b> Proceso de programación y configuración de software de switches y luces de indicación en el sistema hidráulico.....	121
<b>Figura 79</b> Cantidad de combustible de cada tanque de la aeronave .....	122
<b>Figura 80</b> Verificación de ubicación de los flaps de la aeronave .....	123
<b>Figura 81</b> Suministro de energía eléctrica a la aeronave.....	123

<b>Figura 82</b>	Luces de low pressure del sistema hidráulico encendidas .....	124
<b>Figura 83</b>	Accionamiento de los switches de las bombas ELEC 2 y ELEC 1 a su posición ON .....	125
<b>Figura 84</b>	Verificación de la estabilización de presión del sistema hidráulico A y B.....	125
<b>Figura 85</b>	Verificación del apagado de luces de low pressure de las bombas ELEC 2 y ELEC 1 ...	126
<b>Figura 86</b>	Accionamiento de los switches de las bombas ELEC 2 y ELEC 1 a su posición OFF .....	126
<b>Figura 87</b>	Accionamiento del sistema rudder de la aeronave .....	126
<b>Figura 88</b>	Verificación del encendido de luces de low pressure del sistema hidráulico .....	127
<b>Figura 89</b>	Accionamiento de los switches de las bombas ENG 1 y ENG 2 a su posición ON .....	127
<b>Figura 90</b>	Procedimiento de operación de motores de la aeronave .....	128
<b>Figura 91</b>	Verificación del apagado de luces de low pressure de las bombas ENG 1 y ENG 2 ....	128
<b>Figura 92</b>	Accionamiento de potencias de motores y verificación de parámetros del sistema..	128
<b>Figura 93</b>	Verificación de la estabilización de presión del sistema hidráulico A y B.....	129
<b>Figura 94</b>	Accionamiento de los switches de las bombas ENG 1 y ENG 2 a su posición OFF .....	129
<b>Figura 95</b>	Accionamiento del sistema rudder de la aeronave .....	130
<b>Figura 96</b>	Suministro de energía eléctrica a la aeronave.....	130
<b>Figura 97</b>	Accionamiento del switch de control de vuelo A a su posición de Standby rudder....	132
<b>Figura 98</b>	Verificación del encendido de luz de low pressure del sistema Standby rudder .....	132
<b>Figura 99</b>	Verificación del apagado de la luz de low pressure del Standby rudder .....	133
<b>Figura 100</b>	Accionamiento del switch de control de vuelo A a su posición de apagado (OFF) ...	134
<b>Figura 101</b>	Accionamiento del switch de control de vuelo B a su posición de Standby rudder..	134
<b>Figura 102</b>	Verificación del encendido de luz de low pressure del sistema Standby rudder .....	135
<b>Figura 103</b>	Verificación del apagado de la luz de low pressure del Standby rudder.....	136
<b>Figura 104</b>	Accionamiento del switch de control de vuelo B a su posición de apagado (OFF) ...	136
<b>Figura 105</b>	Accionamiento del switch de Alternate Flaps a su posición de armado .....	137
<b>Figura 106</b>	Verificación del encendido de luz de low pressure del sistema Standby rudder .....	138
<b>Figura 107</b>	Verificación del apagado de la luz de low pressure del standby rudder .....	139
<b>Figura 108</b>	Accionamiento del switch de Alternate Flaps a su posición de apagado (OFF) .....	139
<b>Figura 109</b>	Accionamiento del switch de control de vuelo A a su posición de encendido (ON) .	140
<b>Figura 110</b>	Suministro de energía eléctrica a la aeronave.....	141
<b>Figura 111</b>	Accionamiento de los switches de las bombas ELEC 2 y ELEC 1 a su posición ON ....	142
<b>Figura 112</b>	Accionamiento de los switches de las bombas ENG 1 y ENG 2 a su posición OFF ....	142

<b>Figura 113</b> Accionamiento de los swithces de control de vuelo A, B y Spoilers a su posición de OFF.....	142
<b>Figura 114</b> Verificación de la estabilización de presión del sistema hidráulico A y B .....	143
<b>Figura 115</b> Accionamiento de switches hacia la posición OFF .....	144
<b>Figura 116</b> Verificación del encendido de la luz de low pressure de la bomba de motor ELEC 2.....	144
<b>Figura 117</b> Accionamiento de switches hacia la posición ON.....	144
<b>Figura 118</b> Verificación del apagado de la luz de low pressure de la bomba ELEC 2 .....	145
<b>Figura 119</b> Accionamiento de switches hacia la posición OFF .....	146
<b>Figura 120</b> Verificación del encendido de la luz de low pressure de la bomba de motor ELEC 1.....	146
<b>Figura 121</b> Accionamiento de switches hacia la posición ON.....	146
<b>Figura 122</b> Verificación del apagado de la luz de low pressure de la bomba ELEC 1 .....	147

## Resumen

El estudio de este proyecto técnico se enfoca en realizar un chequeo operacional del sistema hidráulico A, B, y Standby en el simulador de vuelo de la aeronave Boeing 737-500 conforme establece el manual de mantenimiento ATA 29-15-00 para la comprobación de su funcionamiento. El desarrollo del alcance de este proyecto se presenta para proporcionar una mejoría en los sistemas del simulador de vuelo Boeing 707 incluyendo su sistema hidráulico. Este simulador forma parte de la Universidad y es una herramienta complementaria fundamental para la formación de los estudiantes de la carrera de Tecnología en Mecánica Aeronáutica y es por ello que en este proceso de mejoría se implementará también una actualización de su simulador a la de una aeronave Boeing 737 – 500 que aporte en la calidad de formación académica proporcionada para los mismos. La metodología aplicada en el estudio de este proyecto se basa en una investigación con un enfoque cuantitativo confirmatorio que busca probar y afirmar el beneficio y aporte de simuladores de vuelos en sus condiciones óptimas para el aprendizaje de estudiantes en formación a técnicos de mantenimiento de aeronaves. El desarrollo que se lleve a cabo en relación con la perspectiva teórica del estudio de este proyecto se basará en la revisión de la documentación académica aplicable a simuladores de vuelo y la eficiencia de los mismos. En conclusión, el análisis y estudio de la elaboración de este proyecto técnico finaliza con la aplicación del chequeo operacional para el sistema hidráulico A, B, Standby en el simulador de vuelo Boeing 737-500 determinando y garantizando que el funcionamiento de su sistema se encuentra en las mismas condiciones requeridas a las de su modelo de aeronave real que está siendo simulado para el uso y enseñanza práctica de los estudiantes de la Universidad involucrados en el campo aeronáutico.

Palabras clave:

- **SIMULADOR DE VUELO**
- **AERONAVE BOEING 737 - 500**
- **CHEQUEO OPERACIONAL**
- **SISTEMA HIDRÁULICO**
- **MANUAL DE MANTENIMIENTO**

**Abstract**

The study of this technical project focuses on performing an operational check of the hydraulic system A, B, and Standby in the flight simulator of the Boeing 737-500 aircraft as established in the maintenance manual ATA 29-15-00 for the verification of its operation. The development of the scope of this project is presented to provide an improvement in the systems of the Boeing 707 flight simulator including its hydraulics. This simulator is part of the University and is a fundamental complementary tool for the training of students of the Aeronautical Mechanics Technology career and that is why in this improvement process an update of its simulator to that of an aircraft will also be implemented Boeing 737 - 500 that contributes in the quality of academic training provided for them. The methodology applied in the study of this project is based on a research with a confirmatory quantitative approach that seeks to test and affirm the benefit and contribution of flight simulators in their optimal conditions for the learning of students in training to aircraft maintenance technicians. The development carried out in relation to the theoretical perspective of the study of this project will be based on the review of the academic documentation applicable to flight simulators and their efficiency. In conclusion, the analysis and study of the development of this technical project ends with the application of the operational check for the hydraulic system A, B, Standby in the Boeing 737-500 flight simulator, determining and guaranteeing that the operation of its system is in in the same conditions required as those of its real aircraft model that is being simulated for the use and practical teaching of the University students involved in the aeronautical field.

Keyword:

- **FLIGHT SIMULATOR**
- **AIRCRAFT BOEING 737 - 500**
- **OPERATIONAL CHECK**
- **HYDRAULIC SYSTEM**
- **MAINTENANCE MANUAL**

## CAPÍTULO I

### 1. Marco Metodológico de la Investigación

#### 1.1. Introducción

Los simuladores de vuelo han sido considerados como un avance tecnológico muy importante dentro del campo de la aviación y a su vez como una herramienta de aprendizaje fundamental en la preparación y formación del personal aeronáutico tales como pilotos, tripulantes de cabina, técnicos aeronáuticos, entre otro tipo de personal involucrado en el campo de aviación. Organizaciones internacionales de Aviación Civil en el mundo, así como la Organización de Aviación Civil Internacional (OACI) y la Agencia Europea de Seguridad Aérea (EASA) han coincidido en el grado de importancia de la implementación del uso de simuladores de vuelo para la formación e instrucción académica dentro del campo aeronáutico.

La autoridad aeronáutica del Ecuador, la Dirección General de Aviación Civil (DGAC), ha tomado la misma postura y medidas a las de países como Estados Unidos frente al concepto del uso de simuladores de vuelo para una formación e instrucción profesional dentro del campo de aviación. Regulaciones como lo es la RDAC 60 hacen referencia al control y la estandarización para dispositivos de entrenamiento y simulación de vuelo (FSTD) dentro del país y que de esta manera sea oficialmente una herramienta de enseñanza y aprendizaje para todo personal aeronáutico.

La Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE durante algunos ciclos académicos ha contado con un simulador de vuelo de una aeronave comercial Boeing 707 el cual fue implementado para la formación académica de los estudiantes de la carrera de Tecnología en Mecánica Aeronáutica. El desarrollar un chequeo operacional en el mismo determinará el estado y funcionamiento de sus sistemas incluyendo el sistema hidráulico A, B, y Standby lo que garantizará una operación adecuada y requerida que cumpla con las características de un dispositivo de entrenamiento y simulación de vuelo en condiciones óptimas para la enseñanza e instrucción técnica de los estudiantes en formación a técnicos de mantenimiento de aeronaves, incluyendo dentro de este proceso, la actualización de su cabina a una versión de Boeing 737 - 500.

Para constatar y comprender el contenido de este proyecto técnico se realiza una estructura de desarrollo que podrá ser visualizado dentro de las siguientes categorías: Capítulo I:

Marco Metodológico de la Investigación, Capítulo II: Fundamentación Teórica, Capítulo III: Desarrollo del Tema, y Capítulo IV: Conclusiones y Recomendaciones.

## **1.2. Antecedentes**

La implementación de simuladores de vuelo actualmente, es una de las mejores herramientas de entrenamiento para todo profesional y personal involucrado en el campo aeronáutico. Como detalla Gustavo A. Ortiz (2009): Por casi alrededor de 60 años, dentro de este campo, ha sido grato para la aviación poder contar con esta herramienta y a su vez hacer uso de sus grandes ventajas y beneficios tales como: la conservación del combustible, el cuidado del medio ambiente, la reducción de los costos a la hora de una instrucción o entrenamiento práctico, entre otros. (FAA,1992).

También, se puede tomar en cuenta el criterio de J.M. Rolfe y P.W. Caro (1982) respecto a los simuladores de vuelo y su aporte en la instrucción y aprendizaje de estudiantes aviadores: Brindan una gran facilidad siendo muy útiles en recrear escenarios y condiciones que pueden suscitarse en la realidad, tienen más control para prevenir factores los cuales no pueden ser controlados en la vida real, incrementan la seguridad al prevenir accidentes o incidentes de vuelo, operación a bajos costos, y tienen la oportunidad de practicar situaciones específicas modificadas para su entrenamiento.

Una de las más importantes Autoridades Aeronáuticas en el mundo, la Federal Aviation Administration (FAA), viendo la necesidad de incluir parámetros de estandarización y regulación de simuladores de vuelo de entrenamiento emitió su debida regulación Part 60 – Flight Simulation Training Device Initial and Continuing Qualification and Use. De la misma manera, la Autoridad Aeronáutica del Ecuador, la Dirección General de Aviación Civil (DGAC), emite sus regulaciones en la RDAC 60 - Requisitos de calificación de dispositivos de instrucción para simulación de vuelo proporcionados por la autoridad aeronáutica del Ecuador. De esta forma, se llega a la oficialización del uso de simuladores de vuelo, dando la debida importancia a los mismos, en la instrucción técnica para el personal involucrado en aviación.

La Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE mediante su Unidad de Gestión de Tecnologías cuenta con un simulador de vuelo de una aeronave Boeing 737 - 500, en el cual ha surgido varias modificaciones. Este simulador ha sido implementado para fines académicos de

familiarización de los sistemas que componen una aeronave comercial tales como: hidráulico, eléctrico, presurización, neumático, sistema de combustible, entre otros.

Con las respectivas actualizaciones en sus sistemas y algunas adiciones de equipos, será la herramienta más indicada para el crecimiento, desarrollo profesional y entrenamiento práctico para los estudiantes de la Unidad.

### **1.3. Planteamiento del Problema**

Los simuladores de vuelo que son considerados como una herramienta de entrenamiento e instrucción aeronáutica, puede llegar a ser un procedimiento práctico muy valioso para la enseñanza siempre y cuando los mismos cumplan y sean evaluados a través de regulaciones y requerimientos mínimos establecidos para un entrenamiento en simuladores, y además la responsabilidad de seleccionarlos adecuadamente para el fin de la instrucción necesaria con el cual serán utilizados, también es importante. Todo esto incluye, el determinar el valor real de un entrenamiento en simuladores de vuelo. (Rolfe & Caro, 1982)

La Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE para sus carreras vinculadas al campo aeronáutico cuenta con un simulador de vuelo en condiciones mínimas, que ha sido utilizado con fines de instrucción práctica para los estudiantes.

Un simulador en condiciones mínimas de uso, no podrá ser considerado una herramienta valiosa y de aporte para los estudiantes. Sistemas como: eléctrico, presurización, incluyendo el sistema hidráulico y entre otros más, no se encuentran habilitados en el simulador con el que cuenta la universidad. Existiendo este por menor, los estudiantes no complementan su entrenamiento teórico práctico a corto plazo adquiridos en las aulas con una interacción más real como lo es en una cabina de vuelo, dando así como resultado una mínima familiarización de los sistemas principales de una aeronave y considerado también, en el estado en el que se encuentra, como un recurso mínimo para poder realizar procedimientos como los de un chequeo, testeo o prueba de un sistema, o como los de un procedimiento de Troubleshooting (caza-fallas), procesos de entrenamiento que son indispensable para un técnico aeronáutico.



## 1.4. Justificación

Autoridades Aeronáuticas tanto la FAA como la DGAC cada una en sus regulaciones específicas, coinciden en las condiciones en las que se debe presentar un dispositivo simulador de entrenamiento de vuelo (FSTD) para ser utilizado como una herramienta de apoyo e instrucción técnica del personal involucrado en el campo aeronáutico. Estas autoridades detallan en sus regulaciones que:

Ninguna persona podrá utilizar intencionalmente, permitir el uso, o describir engañosamente la capacidad de un FSTD (dispositivo de instrucción para simulación de vuelo) para cualquier maniobra, procedimiento, (...), instrucción de vuelo, evaluaciones, o experiencia de vuelo, especificados en estas RDAC, (...), cuando haya un malfuncionamiento o componentes requeridos faltantes o inoperativos (MMI por sus siglas en inglés), (...). (DGAC, 2019, pág. 28)

El simulador de vuelo ubicado en las instalaciones de la Universidad es específico para procedimientos prácticos de la carrera de Tecnología en Mecánica Aeronáutica, se puede afirmar con certeza que es una gran herramienta de apoyo para la instrucción y entrenamiento de los estudiantes. Por esta razón, el trabajo a llevarse a cabo en este proyecto será de gran aporte y provecho para la Universidad al realizar una reactivación de este simulador en todos sus sistemas principales incluyendo el sistema hidráulico con sus subsistemas A, B, Y STANDBY aptos para prácticas, chequeos, o procedimientos de prueba en todo lo referente al ATA 29.

## 1.5. Objetivos

### 1.5.1. *Objetivo general*

Realizar un chequeo operacional del sistema hidráulico A, B, y Standby en el simulador de vuelo de la aeronave Boeing 737-500 conforme establece el manual de mantenimiento ATA 29-15-00 para la comprobación de su funcionamiento.

### 1.5.2. *Objetivos específicos*

- Recopilar información de la aeronave Boeing 737-500 con respecto al ATA 29.
- Ejecutar una inspección técnica del sistema hidráulico en la cabina de vuelo del simulador de entrenamiento Boeing 737-500.

- Realizar el chequeo operacional del sistema hidráulico del simulador de la aeronave Boeing 737-500.

### **1.6. Alcance**

El desarrollo del proyecto se centra en proporcionar un entrenamiento práctico del sistema hidráulico A, B, y Standby de la aeronave Boeing 737- 500, mediante un simulador de vuelo operacional de una versión actualizada para los estudiantes de la carrera de Tecnología en Mecánica Aeronáutica de la Universidad de las Fuerzas Armadas - ESPE.

## CAPÍTULO II

### 2. Fundamentación teórica

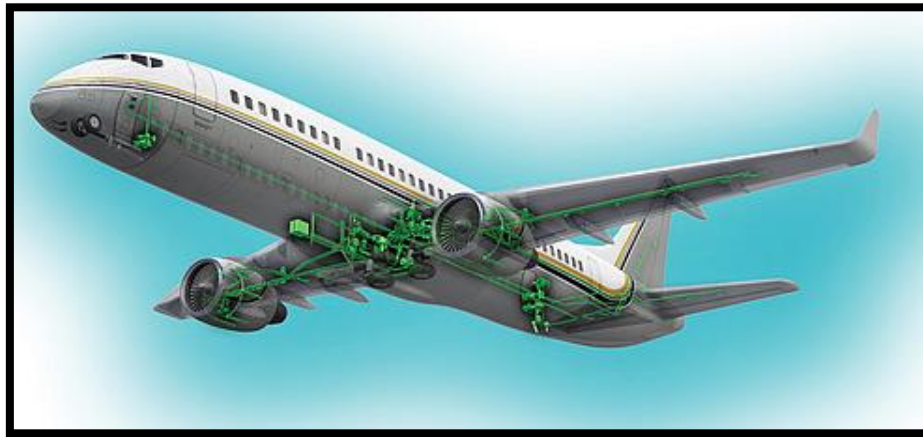
#### 2.1. Sistema Hidráulico de Aeronaves

La palabra referente a “Hidráulica” proviene de la derivación de una palabra griega “agua” que estudia específicamente su comportamiento físico ya sea que este se encuentre en movimiento o en un estado de reposo. Actualmente, el significado de la palabra se ha extendido llegando a incluir el estudio de todo tipo de fluidos. (FAA, 2018)

El sistema hidráulico es un medio que proporciona fuerza o desplazamiento a varios de los componentes de una aeronave. Este sistema puede variar en su complejidad dependiendo del tipo de aeronave en el que se encuentre y su propósito principal en ella. Existen sistemas hidráulicos para aeronaves ligeras que su configuración será simple, pero también se puede considerar sistemas hidráulicos para aeronaves pesadas o de tipo transporte en las que el proceso hidráulico interviene en el sistema de frenos, tren de aterrizaje, flaps, y superficies de control de vuelo. (FAA, 2018)

#### Figura 1

*Sistema hidráulico de una aeronave*



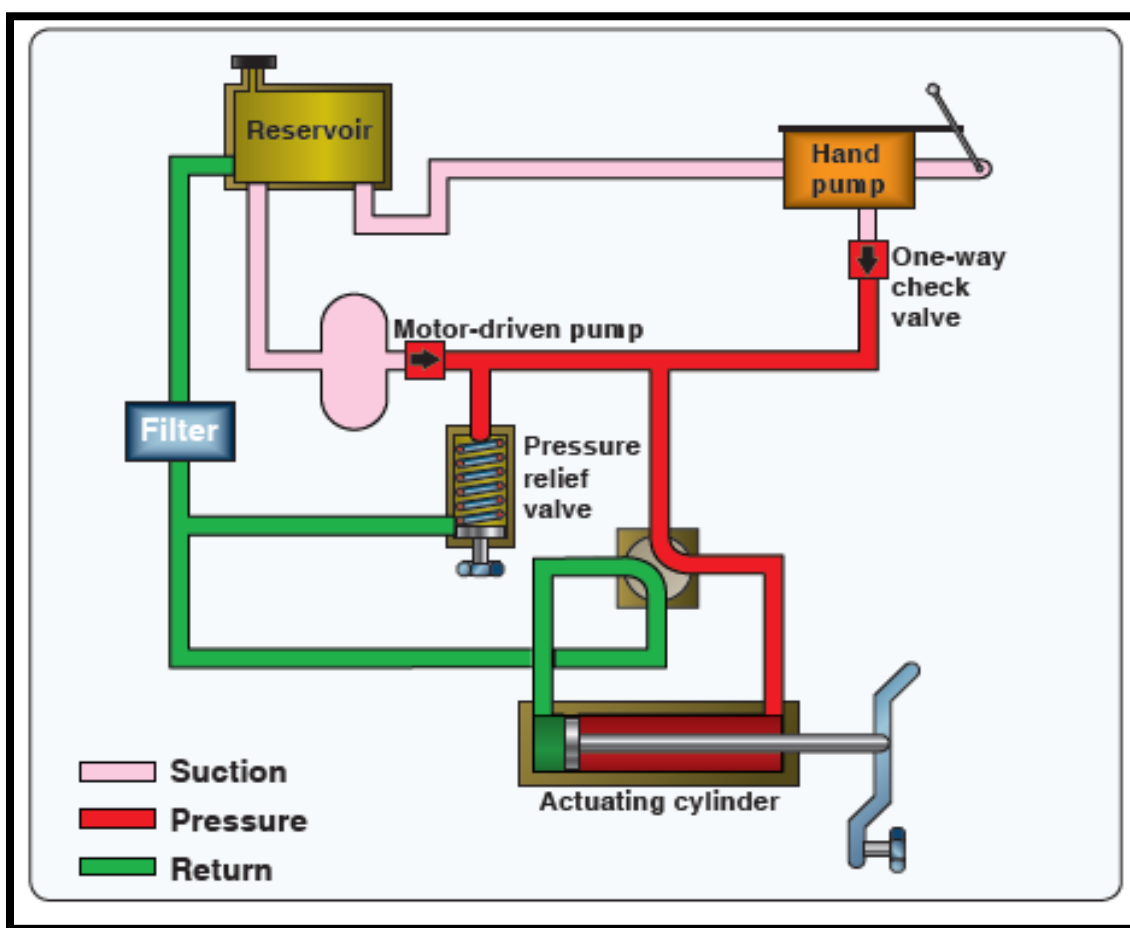
*Nota.* El gráfico representa el abastecimiento y distribución del sistema hidráulico de una aeronave categoría transporte. Tomado de un artículo web - New SAE standards address engine components testing, por Society of Automotive Engineers (SAE) International, (2008)

## 2.2. Sistema Hidráulico básico de una aeronave

Independientemente del diseño de un sistema hidráulico y de los medios de cómo es llevado y transmitido su fluido, se considera que habrá componentes básicos mínimos que serán común de los sistemas hidráulicos cumpliendo una función en específico dentro del mismo y siendo irremplazables. Estos son: bombas, reservorio, válvulas de alivio, presión, selectora, válvula check, actuadores y filtros. (FAA, 2018)

**Figura 2**

*Sistema hidráulico básico de una aeronave*



*Nota.* El gráfico representa un sistema básico hidráulico de una aeronave. Tomado de Aviation Maintenance Technician Handbook – Airframe Vol.2 (p. 194), por Federal Aviation Administration, (2018)

### 2.2.1. Sistema Hidráulico de centro abierto

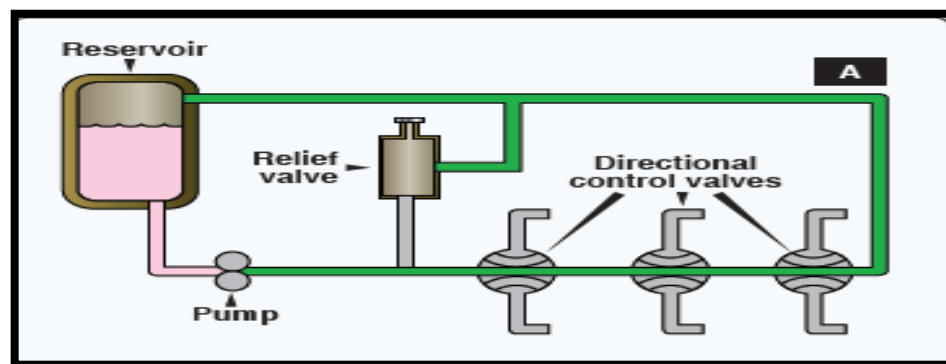
Dentro de este tipo de sistema hidráulico su principal característica es que el fluido del sistema permanece activo fluyendo en el mismo mientras que la presión no, hasta cuando las válvulas actuadoras se encuentren activadas. El recorrido del sistema consiste en el pase del fluido que es extraído del reservorio mediante una bomba mecánica pasando por las válvulas selectoras y nuevamente regresando al reservorio como destino final del mismo. (FAA, 2018)

Este sistema puede ser compuesto o conectado a varios subsistemas mediante las válvulas selectoras. A diferencia de un sistema hidráulico de tipo centro cerrado, sus válvulas selectoras en el circuito se encuentra en una posición en serie manteniendo el pase constante del fluido por sus válvulas con dirección al reservorio mientras que la presión también se dirigiría de manera lineal a cada una de ellas. (FAA, 2018)

Cuando las válvulas selectoras se encuentran en la posición de operar un actuador en el sistema, hacen que el fluido se direcciona directamente a la línea de entrada de fluido del actuador moviendo de esta manera su cilindro con la incrementación de su presión. La dirección de la válvula selectora hacia el reservorio en estos momentos se encontrará bloqueada, y el restante fluido receptado del lado opuesto del actuador regresa a la válvula selectora para así de esta manera pueda llegar al reservorio nuevamente. (FAA, 2018)

**Figura 3**

*Sistema hidráulico de centro abierto*



*Nota.* El gráfico representa un sistema de centro abierto. Tomado de Aviation Maintenance Technician Handbook – Airframe Vol.2 (p. 194), por Federal Aviation Administration, (2018)

### **2.2.2. Sistema Hidráulico de centro cerrado**

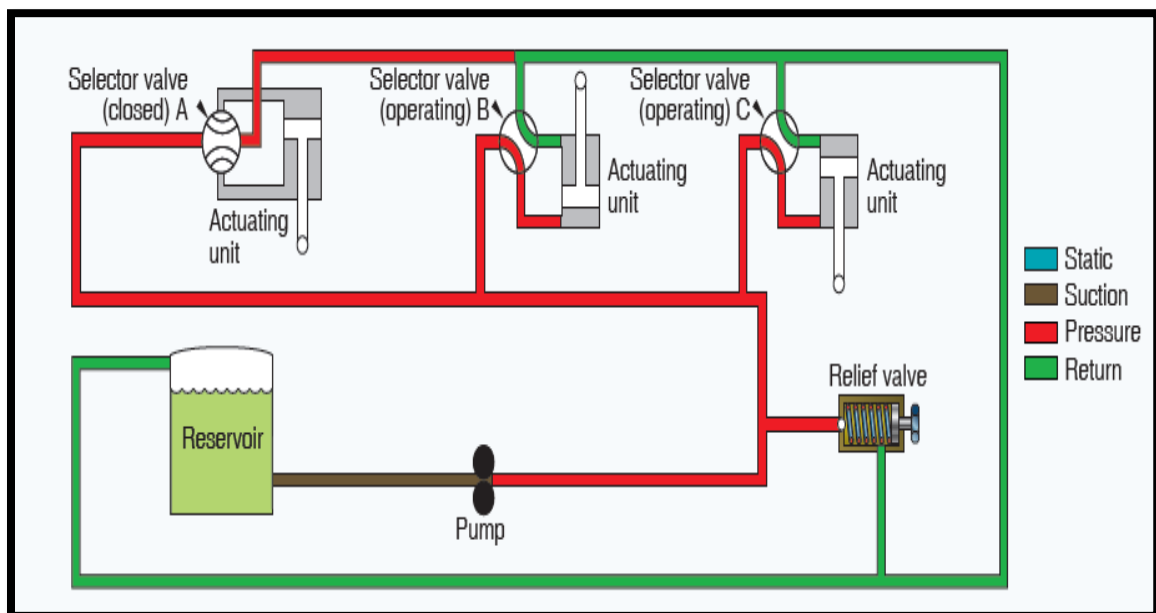
Este tipo de sistema hidráulico mantiene la presión activa en el mismo en todo momento, y no es como uno de centro abierto que solo la libera cuando requiere de ella. Otra de las diferencias con el sistema anterior, es que este trabaja en circuito en paralelo tanto con sus actuadores como con sus bombas. La presión en el sistema se encontrará siempre disponible desde el momento en que sus bombas comienzan a trabajar. (FAA, 2018)

El sistema puede operar con dos tipos diferentes de bombas. Bombas con entrega de presión constante y bombas con entrega de presión de desplazamiento variable. Si en el caso de que el sistema se encuentre funcionando con bombas constantes de desplazamiento, la presión del sistema será controlada por un regulador de presión y al mismo tiempo podrá hacer uso también de su válvula de alivio de presión como un sistema de seguridad en caso de que el principal falle. Si se usa bombas con un desplazamiento variable, la presión del mismo será controlada por un mecanismo integrado en el diseño de la bomba que actuará como un compensador. El compensador variará el paso de volumen de presión que proporciona. Cuando la presión en el sistema se torna normal, comienza también la bomba a reducir el paso de flujo y compensar la presión hasta llegar cerca de un punto de flujo cero. (FAA, 2018)

Este tipo de sistema en la actualidad es el más utilizado debido a que su reacción de operación es mucho más eficiente ya que mantiene el paso de presión constante en el sistema y no demora en el accionamiento de sus partes. (FAA, 2018)

#### **Figura 4**

*Sistema hidráulico de centro cerrado*



*Nota.* El gráfico representa un sistema de centro cerrado. Tomado de Aviation Maintenance Technician Handbook – Airframe Vol.2 (p. 195), por Federal Aviation Administration, (2018)

### 2.3. Sistema de energía hidráulica

En la historia del diseño y fabricación de aeronaves, con el pasar de los años, fueron evolucionando sus sistemas. Aeronaves pequeñas que fueron introducidas, no tenían la necesidad de ser uso de un sistema hidráulico debido a que sus superficies de vuelo no eran muy grandes y no requerían de un accionamiento de fuerza muy grande por parte de los pilotos para ser movidas desde cabina. Una que aeronaves más rápidas y grandes entraban en el campo de aviación, se requería ya de un sistema que ayude o asista a los pilotos en el movimiento o accionamiento desde cabina de las superficies de vuelo de la aeronave como es el sistema hidráulico. (FAA, 2018)

Actualmente, existe un sistema de refuerzo de energía hidráulica que trabaja electrónicamente. El piloto envía una señal eléctrica a los servo-motores de los controles de vuelo para que estos puedan iniciar su trabajo de operación y asistencia en el movimiento de las superficies de control. Este sistema de paquete de energía hidráulica (unidad hidráulica) es la evolución más actual en el medio teniendo beneficios incomparables a los de un sistema hidráulico inicial reduciendo una gran cantidad de peso al reducir líneas hidráulicas y una gran cantidad de fluido hidráulico. (FAA, 2018)

**Figura 5**

*Unidad de energía hidráulica*



*Nota.* El gráfico representa una unidad de energía hidráulica actual para los sistemas con fluidos. Tomado de Aviation Maintenance Technician Handbook – Airframe Vol.2 (p. 195), por Federal Aviation Administration, (2018)

## **2.4. Componentes de un sistema hidráulico**

### **2.4.1. Reservorios**

El reservorio es un lugar de almacenamiento del fluido que proporciona el sistema y lo mantiene almacenado en buenas condiciones. El punto de partida del fluido hidráulico es en el reservorio y de este lugar es extraído por medio de una bomba y distribuido al sistema. Igualmente, al finalizar su recorrido y haber cumplido su función retorna el fluido restante del sistema al reservorio. Por eso, se puede decir también que el reservorio cumple la función de recolectar el fluido hidráulico en el sistema en caso de goteos o de excesos en el mismo ocasionados por el incremento de presión que hace que el volumen del fluido pueda llegar a incrementar. (FAA, 2018)

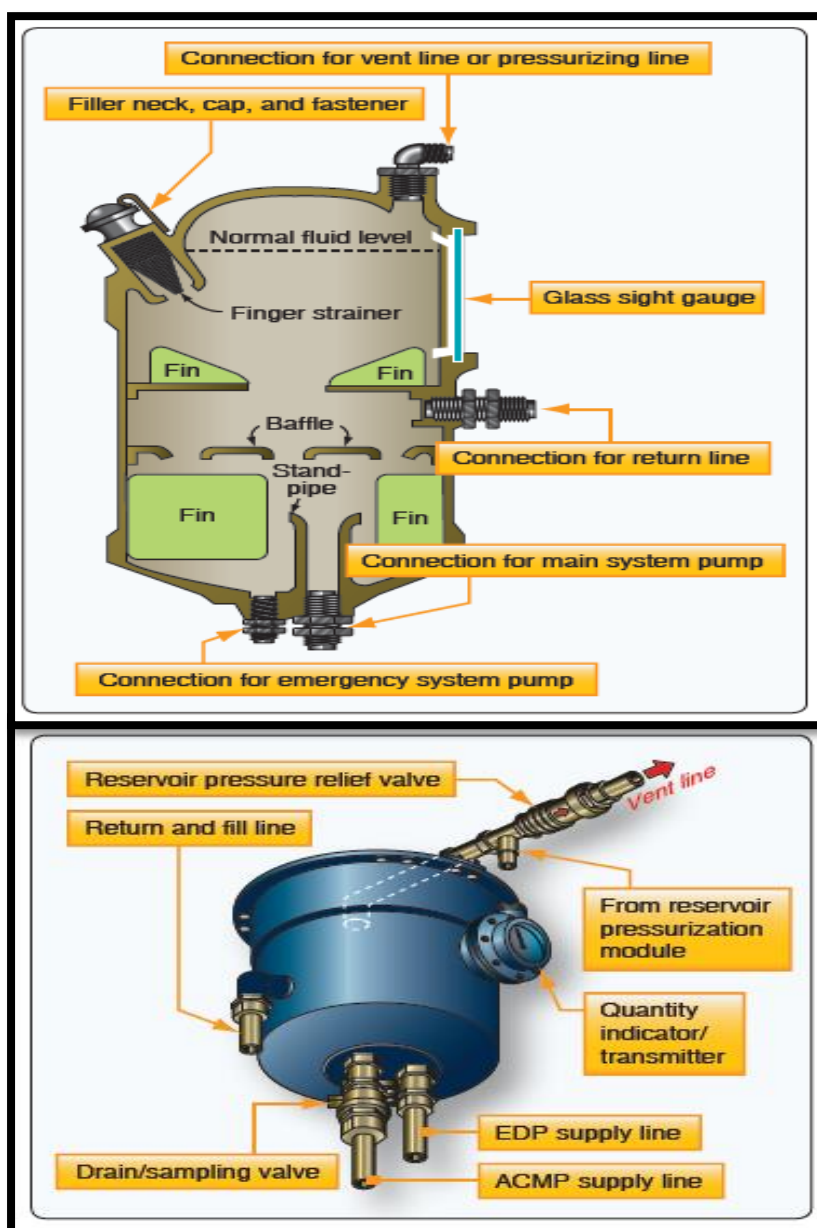
Existen dos tipos de reservorios hidráulicos los cuales son:

- Reservorios presurizados (usados en aeronaves que no son diseñadas para movimientos muy bruscos y que no vuela en altitudes altas)
- Reservorios no presurizados (usados en aeronaves diseñadas para volar en altas altitudes)



Figura 6

Tipos de reservorios



*Nota.* El gráfico representa los dos tipos de reservorios; reservorio no presurizado (gráfico superior) y presurizado (gráfico inferior). Tomado de Aviation Maintenance Technician Handbook – Airframe Vol.2 (p. 198, 199), por Federal Aviation Administration, (2018)

### 2.4.2. Filtros

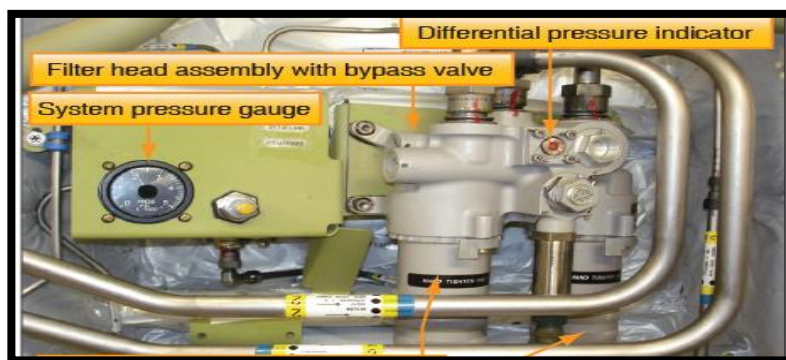
Los filtros son dispositivos de filtrado o filtración que tienen como fin principal en su sistema remover las impurezas, materiales extraños o contaminación de sustancias que se pueden llegar a encontrar en el mismo. Si este tipo de materiales o sustancias contaminadas llegan a fusionarse con el fluido pueden dañar el sistema por completo. (FAA, 2018)

El fluido hidráulico también por sí mismo puede llegar a transportar materiales extraños debido al desgaste de los componentes del sistema. Mientras el fluido contenga estas partículas, por cualquiera de los componentes que fluya el mismo en un estado así pueden llegar a ser muy dañino, a menos de que todas estas impurezas sean removidas por los filtros. De esta manera se puede concluir que los filtros son el elemento del cual depende el sistema para garantizar su fiabilidad y eficiencia. (FAA, 2018)

La ubicación de los filtros se encuentra en puntos específicos y necesarios dentro del sistema tales como en el reservorio, en la línea de presión, en la línea de retorno al reservorio, o en cualquier otro lugar que el fabricante lo determine así para salvaguardar el sistema. Actualmente, en el diseño y fabricación de un sistema hidráulico se utiliza una unidad de módulo filtro que contienen ya varios tipos de filtros que cumplen una función específica y su vez esta unidad se conforma con componentes extras. El tipo de filtro más común en aeronaves actualmente es el de tipo en línea. (FAA, 2018)

#### Figura 7

##### Módulo de filtros



*Nota.* El gráfico representa un módulo de filtros en el sistema. Tomado de Aviation Maintenance Technician Handbook – Airframe Vol.2 (p. 202), por Federal Aviation Administration, (2018)

### 2.4.3. Bombas

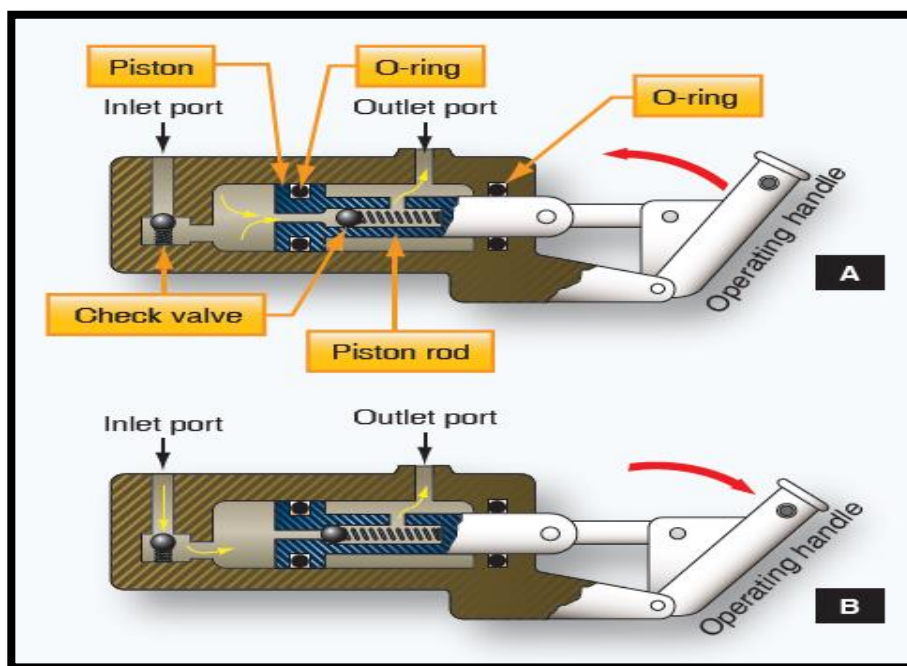
#### 2.4.3.1. Bomba Manual

Las bombas manuales han sido más frecuentemente usadas en aeronaves antiguas cumpliendo sus funciones de distribución en sus subsistemas. Actualmente, se las utiliza como una unidad de respaldo o emergencia en los sistemas de las aeronaves modernas. También son utilizadas para procedimientos de prueba en el sistema o para cuando la aeronave se encuentra en tierra. (FAA, 2018)

Como detalla la Federal Aviation Administration en su libro de instrucción técnica, Aviation Maintenance Technician – Airframe Vol. 2, detalla que los tipos de bombas manuales son: bomba de acción simple, bomba de acción doble, y bomba giratoria.

**Figura 8**

*Bomba manual*



*Nota.* El gráfico representa el proceso de funcionamiento interno de una bomba manual. Tomado de Aviation Maintenance Technician Handbook – Airframe Vol.2 (p. 204), por Federal Aviation Administration, (2018)

### 2.4.3.2. Bombas de motor

Las bombas potenciadas por un motor más utilizadas por lo general en un sistema son las de clasificación de desplazamiento variable. Existen también las de clasificación de desplazamiento constante. Las dos tienen el mismo principio de funcionamiento, pero mayormente utilizadas son las variables. (FAA, 2018)

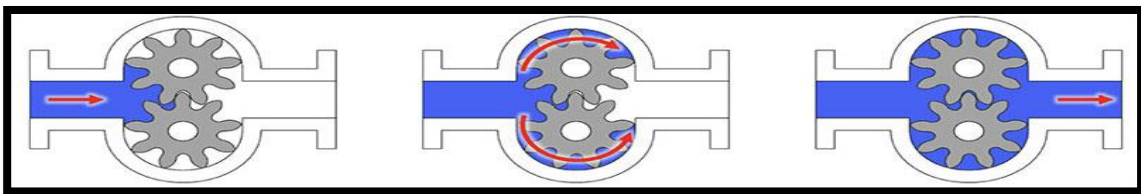
Cuando se hace referencia a bombas potenciadas por motor en los sistemas de aeronaves modernas, los diferentes tipos que se encuentran son: bombas de motor, bombas eléctricas, y bombas de potencia por aire. También, actualmente en la aeronave existen unidades tales como Unidad de Transferencia de Potencia (PTU), y la Turbina de Aire Ram (RAT) que cumplen las mismas funciones, inclusive a mayor capacidad, que las de una bomba de motor en el sistema. (FAA, 2018)

#### 2.4.3.2.1. Bomba de desplazamiento constante

Las bombas de desplazamiento constante mantienen un flujo constante a la salida de su diseño o forma de trabajo. Ellos envían una cantidad constante de fluido por cada revolución a pesar de cualquiera que sea la demanda de presión en el sistema. También son conocidas como bombas de volumen constante o como bombas de entrega constante. La cantidad constante de entrega de fluido al sistema dependerá de cuantas rotaciones de bomba la mismo alcanza por minuto. Cuando se utiliza un tipo de bomba como esta en el sistema, es requerido también un regulador de presión para el mismo. (FAA, 2018)

**Figura 9**

*Bomba de desplazamiento constante*



*Nota.* El gráfico representa el proceso interno de una bomba de desplazamiento constante. Tomado de artículo web – Positive Displacement pumps, por Diener Precision Pumps, (2020)

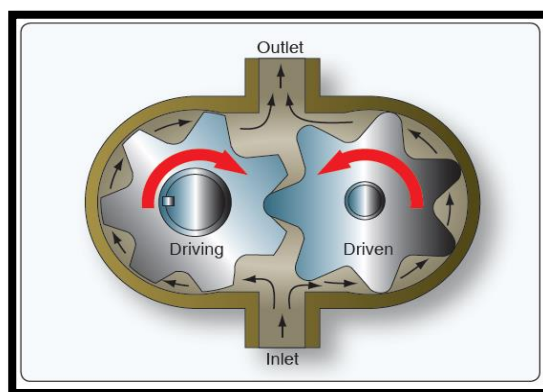
#### 2.4.3.2.2. **Bomba de potencia tipo engranaje**

Las bombas de potencia tipo engranaje son bombas de desplazamiento constante. Estas bombas se encuentran diseñadas con dos engranajes que se mantienen bastante juntos y trabajan complementando su movimiento entre sí, dejando un espacio muy reducido entre ellos. (FAA, 2018)

Estos engranajes que conforman este tipo de bomba son potenciados ya sea por los motores de la aeronave o por otro tipo de unidad de potencia. (FAA, 2018)

#### **Figura 10**

*Funcionamiento de una bomba de potencia tipo engranaje*

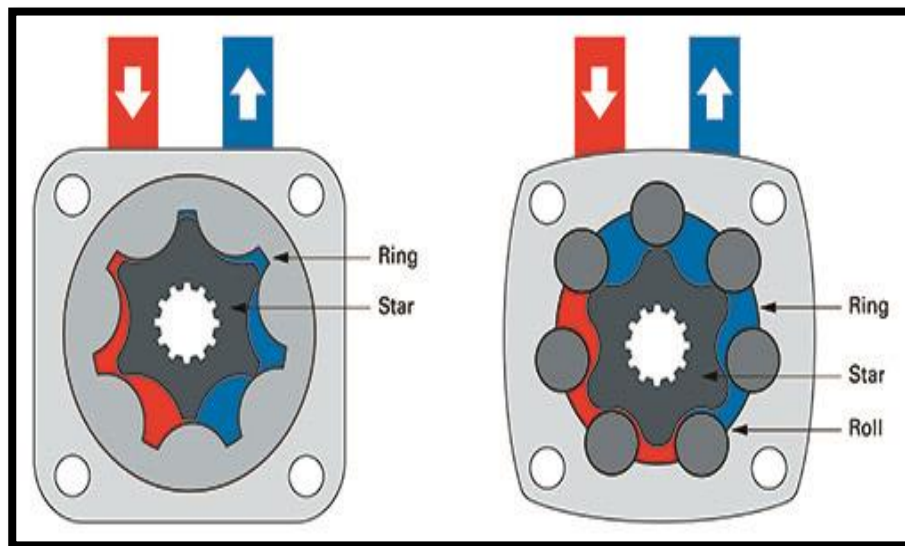


*Nota.* El gráfico representa al funcionamiento interno de una bomba de potencia tipo engranaje.

Tomado de Aviation Maintenance Technician Handbook – Airframe Vol.2 (p. 205), por Federal Aviation Administration, (2018)

#### 2.4.3.2.3. **Bomba Gerotor**

Una bomba gerotor y su estructura en sí consiste en un cobertor externo donde se encuentra una línea estacionaria de forma excéntrica. Está formado también internamente por un engranaje de rotor que cuentan con siete dientes ensanchados, y por uno de empujamiento que se forma por seis dientes pequeños. También, en este diseño se puede resaltar sus dos entradas o accesos en forma de media luna; el uno sirve como para el ingreso del fluido y el otro como la salida para el mismo. Añadiendo a su proceso, se puede decir que, los engranajes trabajan juntos en dirección acorde a las manecillas del reloj. (FAA, 2018)

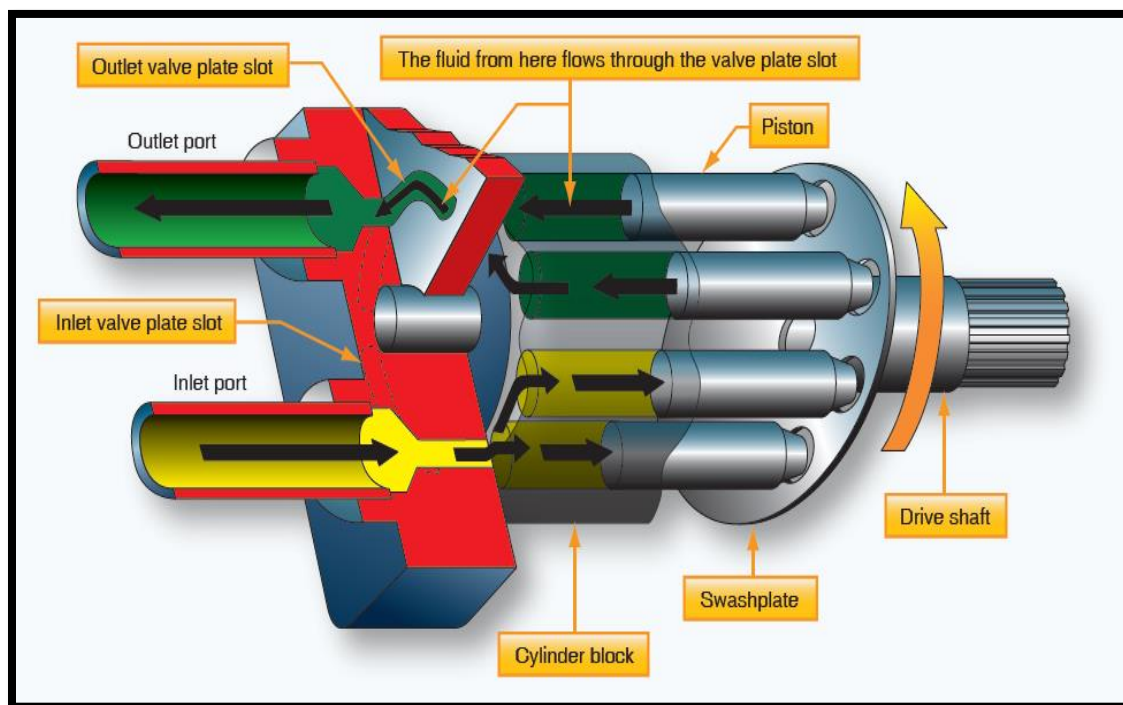
**Figura 11***Bomba gerotor funcionamiento*

*Nota.* El gráfico representa el funcionamiento interno de una bomba gerotor. Tomado de artículo web – Mobile Hydraulic Tips, Gerotor motors, por Paul Heney, (2016).

#### **2.4.3.2.4. Bomba de pistón**

La bomba de pistón es un tipo de bomba que puede tener tanto la configuración de desplazamiento variable como de desplazamiento constante. Su estructura viene montada a bases de brida para que la misma pueda hacer su sujeción a la caja de manejo de accesorios de la aeronave. Este sistema de bomba cuenta con un eje de transmisión que proporciona el movimiento haciendo que cumpla su propósito de impulsar un fluido. El mecanismo de la bomba de pistón consiste en múltiples cilindros de orificios, un pistón para cada uno de ellos y una válvula de plato con entradas y salidas. (FAA, 2018)

**Figura 12***Trabajo y movimiento de una bomba de pistón*



*Nota.* El gráfico representa el funcionamiento interno y la forma de trabajo de una bomba de pistón. Tomado de Aviation Maintenance Technician Handbook – Airframe Vol.2 (p. 206), por Federal Aviation Administration, (2018)

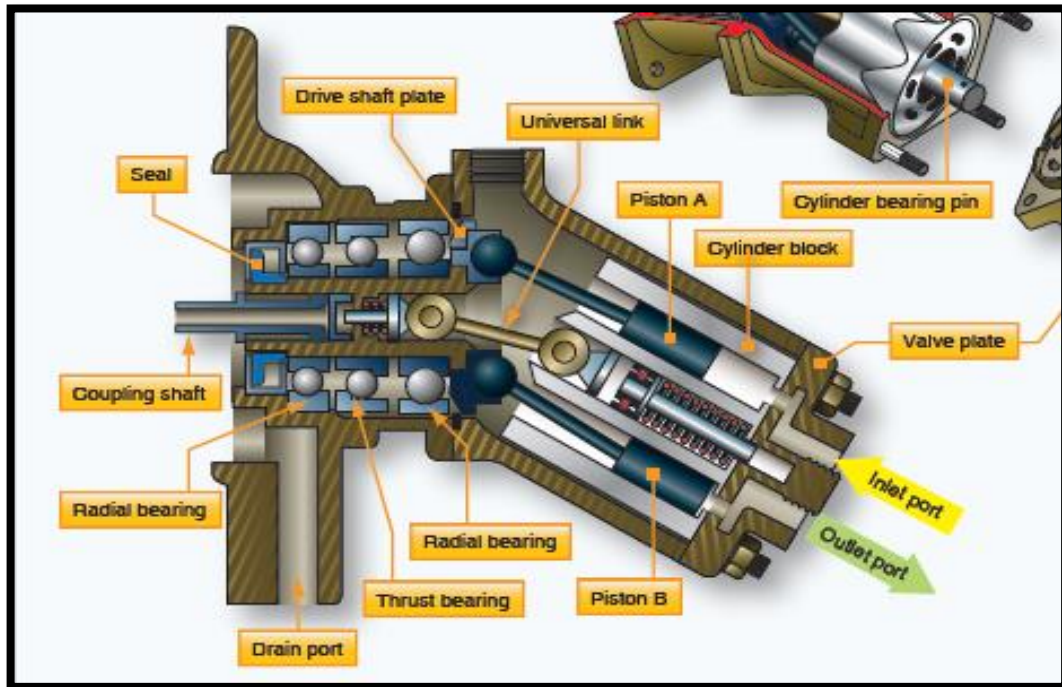
#### 2.4.3.2.4.1. Bomba de pistón de eje doblado

Una bomba de pistón de eje doblado tiene una configuración de desplazamiento constante. Su cobertor de forma angular hace que exista una forma de ángulo entre la parte de los cilindros y la parte del plato de eje de transmisión donde los pistones se juntan. En este diseño de bomba sus pistones se moverán cuando también el eje de transmisión de la bomba lo haga. Dentro de ella, mientras esta se encuentra en ejecución, todos sus componentes empezarán a rotar excepto sus varillas de soporte, pines de seguridad del cilindro, y los sellantes del aceite. (FAA, 2018)

#### Figura 13

*Bomba de pistón de eje doblado*





*Nota.* El gráfico representa la descripción de partes de una bomba de pistón de eje doblado. Tomado de Aviation Maintenance Technician Handbook – Airframe Vol.2 (p. 206), por Federal Aviation Administration, (2018)

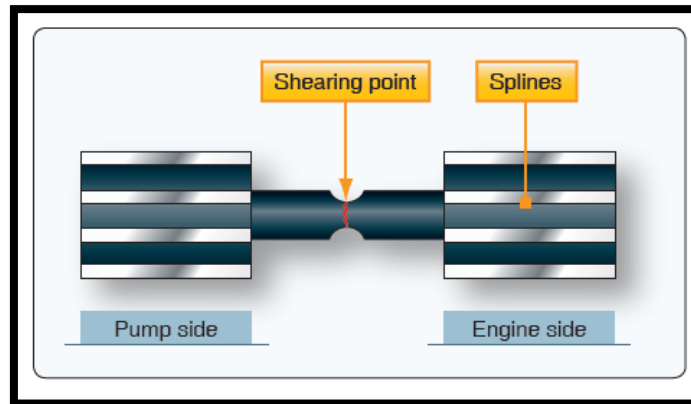
#### 2.4.3.2.4.2. Bomba de pistón en línea

La bomba de pistón en línea entra en la categoría de las bombas más sencillas. Esta bomba similar su diseño como son las de pistón, se conecta un bloque de cilindro a un eje de transmisión del sistema en donde se encuentre funcionando. Los pistones también, encajan en los orificios del cilindro que se conecta a unas zapatas de pistones y a un anillo retractable. Para determinar su desplazamiento en una bomba de pistón en línea dependerá de las dimensiones y la cantidad de pistones con los que trabaja. (FAA, 2018)

#### Figura 14

*Bomba de pistón en línea*





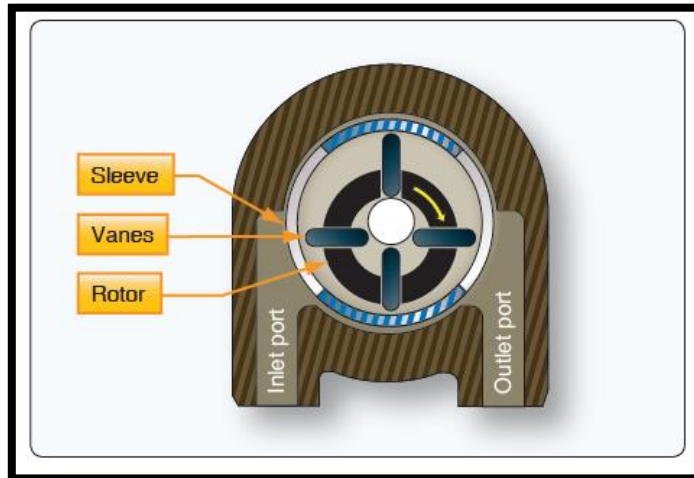
*Nota.* El gráfico representa a una bomba de pistón en línea. Tomado de Aviation Maintenance Technician Handbook – Airframe Vol.2 (p. 207), por Federal Aviation Administration, (2018)

#### **2.4.3.2.5. Bomba de paletas**

La bomba de paletas es un tipo de bomba de desplazamiento constante. Esta bomba cuenta con un rotor de acero hueco con unos espacios marcados para cuatro paletas, y un acoplamiento que gira al rotor. Todo este diseño se encuentra dentro de una cubierta circular. La posición de este rotor donde giran las paletas, no se encuentra en una posición centrada totalmente, sino que de su centro un poco más hacia arriba de esta forma circular. Se puede observar también que, por su forma de construcción con cuatro paletas, crean en el interior de la bomba cuatro secciones de la misma manera. En estas cuatro secciones es donde existe una variación de volumen en su proceso de transportar un fluido en un tiempo equivalente a una revolución. En la primera parte de la revolución del proceso existe un incremento de volumen en la bomba, mientras que en la segunda parte del mismo existe una disminución de volumen. (FAA, 2018)

#### **Figura 15**

*Bomba de paletas*



*Nota.* El gráfico representa a una bomba de paletas y sus partes internas. Tomado de Aviation Maintenance Technician Handbook – Airframe Vol.2 (p. 208), por Federal Aviation Administration, (2018)

#### **2.4.3.2.6. Bomba de desplazamiento variable**

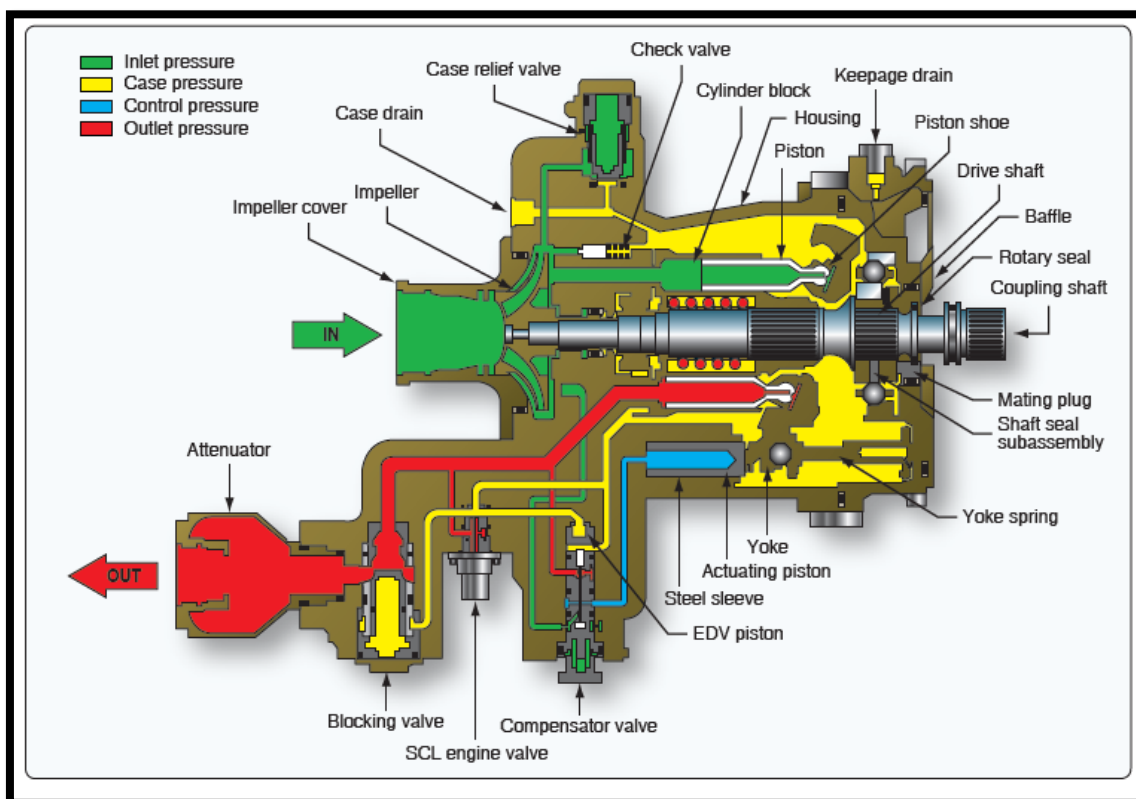
Una bomba de desplazamiento variable tiene la capacidad para entregar un fluido de salida con la presión más adecuada requerida dependiendo la demanda del sistema. Este tipo de bomba puede desempeñarse de una manera más inteligente debido a que en su parte interna está conformado por una bomba compensadora de presión. (FAA, 2018)

En esta bomba como lo describe la FAA (2018) se puede trabajar con dos distintos modos o configuraciones los cuales son:

- Modo normal de bomba (trabaja con una válvula de carrete mediante un resorte ajustable que se abre o se cierra en referencia al límite de presión permitido en el sistema – 2.850 psi)
- Modo de despresurización (trabaja con una válvula de despresurización eléctrica como un modo de bloqueo y despresurización para el sistema)

#### **Figura 16**

*Bomba de desplazamiento variable*



*Nota.* El gráfico representa las partes de una bomba de desplazamiento variable como esta trabaja internamente. Tomado de Aviation Maintenance Technician Handbook – Airframe Vol.2 (p. 209), por Federal Aviation Administration, (2018)

## 2.4.4. Válvulas

### 2.4.4.1. Válvulas de control de fluido

Las válvulas de control de flujo en un sistema hidráulico de una aeronave son las que tienen la función principal de controlar, como lo dice su nombre, el fluido en el sistema direccionándolo a los lugares correspondientes y proporcionando a su vez la velocidad más indicada y adecuada para cada componente que conforma este sistema. (FAA, 2018)

Como detalla la Federal Aviation Administration (2018) en uno de sus libros de instrucción técnica, algunos ejemplos de válvulas de control de flujo son: válvulas selectoras, válvulas check, válvulas de secuencia, válvulas de desconexión rápida, válvulas prioritarias y fusibles hidráulicos.

### 2.4.4.1.1. Válvula selectora

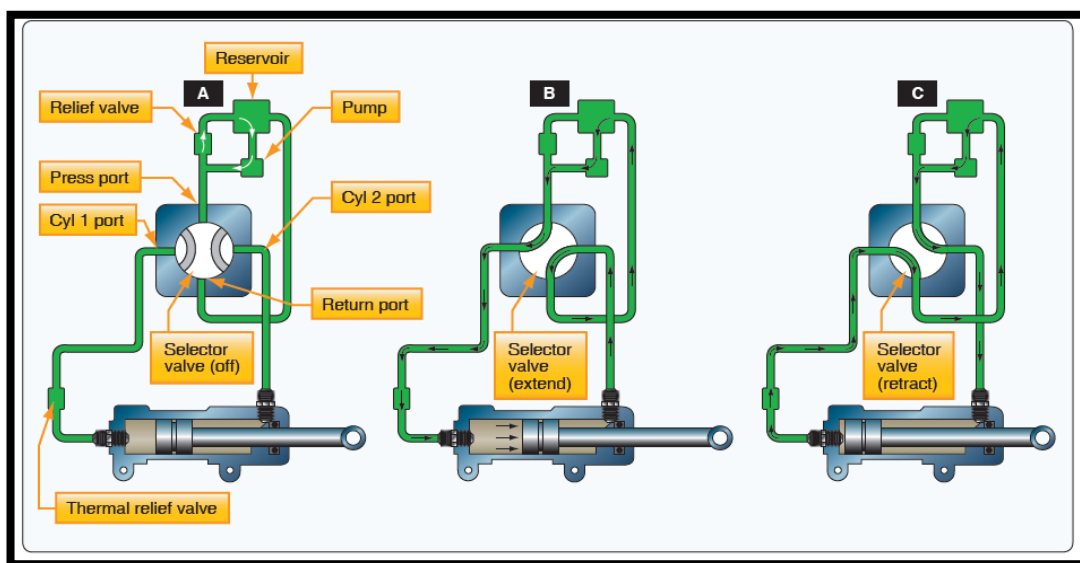
Las válvulas selectoras son las encargadas de la dirección del movimiento de los cilindros actuadores del sistema a través de proporcionar el paso de fluido hacia a ellas. Estas válvulas pueden funcionar ya sea antes o después de esta unidad actuadora en el sistema. También, pueden funcionar como válvulas de retorno direccionando el fluido hacia su reservorio nuevamente. (FAA, 2018)

Una autoridad aeronáutica importante como lo es las Federal Aviation Administration (2018) en su libro de instrucción técnica y mecánica del sistema hidráulico detalla los dos tipos de válvulas selectoras que se pueden encontrar:

- Válvula de centro abierto (permite el paso permanente del fluido en el sistema)
- Válvula de centro cerrado (bloquea el paso del fluido en el sistema cuando la misma se encuentra en una posición neutral o en apagado)

**Figura 17**

*Válvula selectora y su funcionamiento*



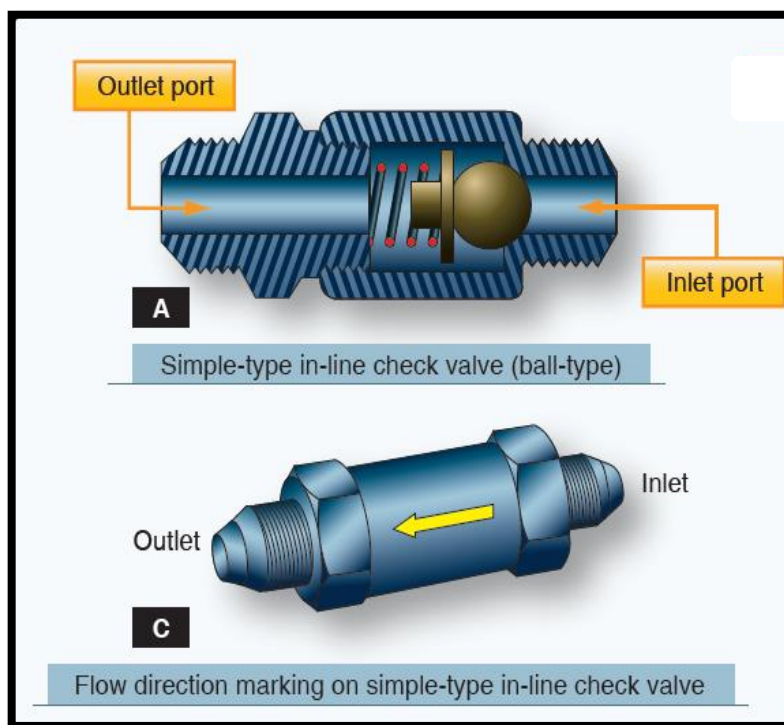
*Nota.* El gráfico representa el funcionamiento interno de una válvula selectora y el paso de fluido por la misma. Tomado de Aviation Maintenance Technician Handbook – Airframe Vol.2 (p. 212), por Federal Aviation Administration, (2018)

#### 2.4.4.1.2. Válvula check

Las válvulas check son otras de las válvulas más comunes que se pueden encontrar en un sistema hidráulico de una aeronave. Este tipo de válvulas hacen que el fluido fluya (permiten su distribución en el sistema) en una sola dirección restringiendo el paso del mismo en la dirección opuesta. Una válvula check puede encontrarse en una de las líneas de distribución del sistema como también puede formar parte de la construcción interna de un componente mismo. Esta válvula está compuesta por una bola con un resorte lo que hace que cumpla su función principal a esta válvula. (FAA, 2018)

**Figura 18**

*Descripción interna válvula check*



*Nota.* El gráfico representa una descripción interna de partes de una válvula check. Tomado de Aviation Maintenance Technician Handbook – Airframe Vol.2 (p. 214), por Federal Aviation Administration, (2018)

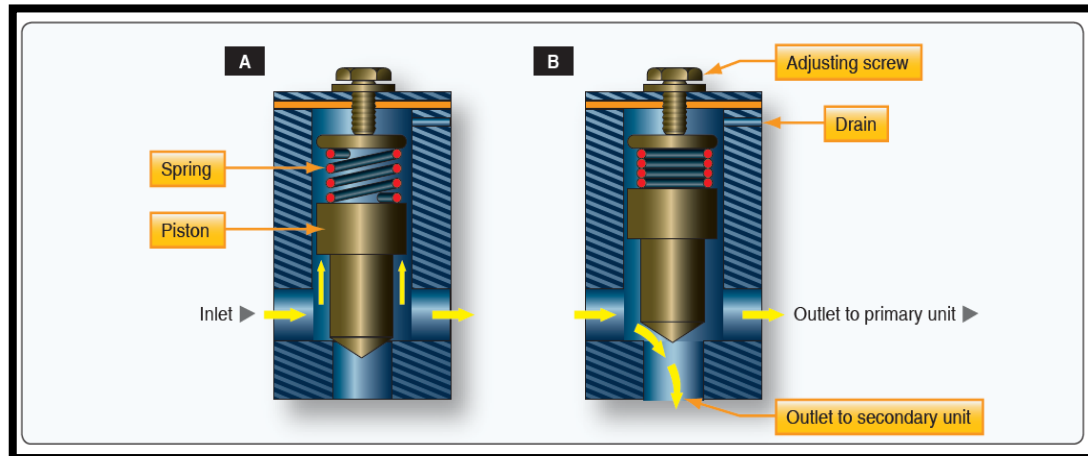
### 2.4.4.1.3. Válvula de secuencia

Las válvulas de secuencia controlan, como su nombre lo indica, la secuencia y coordinación de trabajo entre válvulas en el momento de accionar componentes diferentes en el sistema, es decir, la primera válvula se acciona de manera normal y permite el paso de fluido automáticamente para que la segunda se abra y comienza a funcionar también después de ella. (FAA, 2018)

Se puede ilustrar este circuito y coordinación o secuencia de válvulas en el proceso del tren de aterrizaje de una aeronave. En el momento del proceso de aterrizaje de una aeronave, las compuertas del tren de aterrizaje tienen que abrirse primero y luego los trenes caen para que la aeronave pueda aterrizar. De la misma manera, para cuando una aeronave desea guardar sus trenes, las compuertas se deben abrir primero y luego los trenes comenzarán a retraerse. En este proceso, se encuentran válvulas de secuencia que la una da paso a la otra al momento de cumplir con su tarea específica en el sistema. (FAA, 2018)

**Figura 19**

*Descripción válvula de secuencia*



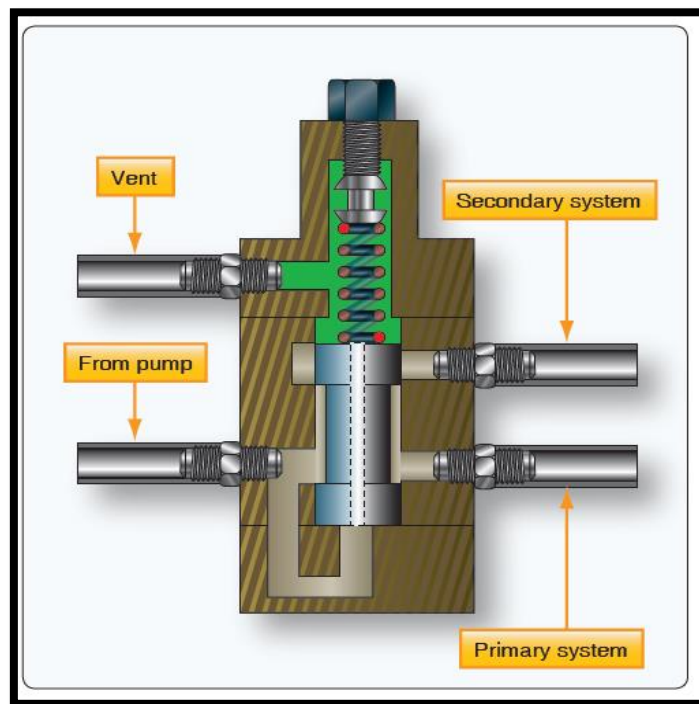
*Nota.* El gráfico representa una descripción del funcionamiento de una válvula de secuencia. Tomado de Aviation Maintenance Technician Handbook – Airframe Vol.2 (p. 214), por Federal Aviation Administration, (2018)

#### 2.4.4.1.4. Válvulas prioritarias

Las válvulas de prioridad son las que como su palabra lo indica dan prioridad a subsistemas críticos por sobre sistemas no críticos que componen un sistema hidráulico de una aeronave en lo referente a cuando existe una baja presión en el mismo. Por lo general, las válvulas de prioridad pueden estar configuradas a una presión de trabajo de 2200 psi para su funcionamiento y distribución normal del fluido en el sistema. Cuando las mismas detectan un nivel de presión por debajo de este ya establecido en alguna parte del sistema, estas se cierran y comienzan a dar la prioridad necesaria a los subsistemas críticos por baja presión en el momento. (FAA, 2018)

**Figura 20**

*Válvula prioritaria funcionamiento*



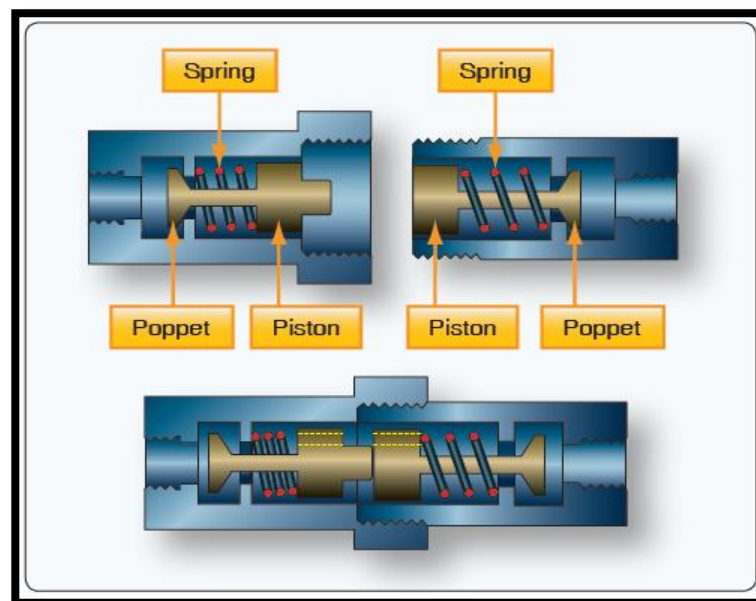
*Nota.* El gráfico representa el funcionamiento interno de una válvula prioritaria. Tomado de Aviation Maintenance Technician Handbook – Airframe Vol.2 (p. 215), por Federal Aviation Administration, (2018)

#### 2.4.4.1.5. *Válvula de desconexión rápida*

Una válvula de desconexión rápida es un tipo de válvulas que sirve para prevenir la pérdida del fluido del sistema cuando se requiere remover alguna unidad del mismo. Una válvula de desconexión puede estar localizada tanto en las líneas de succión o de presión del sistema hidráulico ya sea antes o después de la bomba potenciadora. También, este tipo de válvulas ayudan en el momento de testeos o pruebas de componentes en el sistema como por el ejemplo una prueba operacional de una bomba removiéndola del sistema y colocándola en un banco hidráulico de pruebas. (FAA, 2018)

**Figura 21**

*Válvula de desconexión rápida funcionamiento*



*Nota.* El gráfico representa la función de una válvula de desconexión rápida. Tomado de Aviation Maintenance Technician Handbook – Airframe Vol.2 (p. 215), por Federal Aviation Administration, (2018)

#### 2.4.4.1.6. *Fusibles hidráulicos*

Los fusibles hidráulicos son usados como un medio de prevención y seguridad en el sistema hidráulico de una aeronave. Estos se encuentran ubicados en puntos estratégicos dentro del sistema mismo. Al momento de existir cualquier tipo de incremento de fluido sin razón en el sistema, automáticamente bloqueará el paso de fluido cerrando sus canales



protegiendo su sistema. Este tipo de fusibles hidráulicos pueden ser encontrados en lugares tales como: en el sistema de frenos de la aeronave, para superficies de control en el borde de entrada del ala (flaps, slats), tren de aterrizaje de nariz, y el sistema de reversa de la aeronave. (FAA, 2018)

### **Figura 22**

*Fusibles hidráulicos*



*Nota.* El gráfico representa el aspecto externo de fusibles hidráulicos en el sistema. Tomado de Aviation Maintenance Technician Handbook – Airframe Vol.2 (p. 216), por Federal Aviation Administration, (2018)

#### **2.4.4.2. Válvulas de control de presión**

Las válvulas de control de presión es la clave para tener un sistema seguro y eficiente en todo su proceso de funcionamiento y cumplir con su desempeño. Este tipo de válvulas pueden controlar la presión del sistema de forma automática. Algunas de estas, crea o proporciona una ruta de escape para el nivel de presión que se ha sobrepasado del límite establecido. Otras, simplemente envía la sobre presión a sistemas o subsistemas con presiones bajas. Y también existen válvulas que simplemente trabajan con un rango determinado de presión en el sistema y lo mantienen siempre dentro de ese límite. (FAA, 2018)

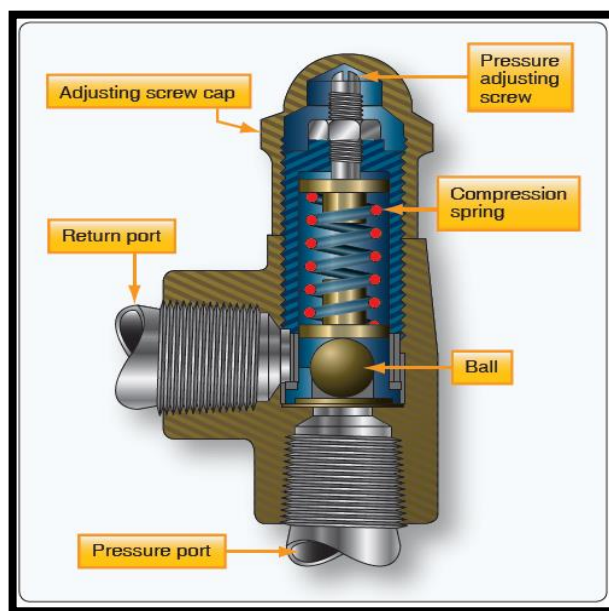
#### 2.4.4.2.1. Válvula de alivio

Las válvulas de alivio son las válvulas que controlan la cantidad de presión que puede ser enviado a un líquido confinado. La presión hidráulica necesita ser controlada para que este sistema puede cumplir con sus tareas de la forma deseada sin alteraciones ni riesgos. Cuando no existe la presión adecuada en el sistema puede darse fallas en los componentes por donde pasa el fluido y de igual manera puede también ocasionar rupturas en las líneas hidráulicas del sistema. (FAA, 2018)

Las válvulas de alivio están conformadas por pequeñas válvulas de resorte internas y ajustables. Estas diseñadas con la capacidad para descargar la sobrepresión (para la cual ha sido configurada) de las líneas de presión del sistema y llevarlas de retorno hacia su reservorio. Los tipos de válvulas de alivio que se pueden encontrar son: de bola, asiento, o manga. (FAA, 2018)

**Figura 23**

*Válvula de alivio y sus partes*



*Nota.* El gráfico representa a una válvula de alivio y sus partes internas. Tomado de Aviation Maintenance Technician Handbook – Airframe Vol.2 (p. 216), por Federal Aviation Administration, (2018)

#### **2.4.4.2.2. Reguladores de presión**

Un regulador de presión es mayormente conocido en el ámbito de los sistemas hidráulicos, pero para mayor referencia y enfoque se menciona que su trabajo va en conexión con el uso de bombas de desplazamiento constante. Estos reguladores de presión son específicamente presurizados por ellas y tienen el fin de controlar la presión de salida que emite la bomba al sistema para que esta pueda siempre encontrarse dentro de los límites permisibles de presión del sistema. Otro de los propósitos de este dispositivo, es permitir que el desempeño interno de la bomba fluya sin interrupciones o resistencia en su proceso normal de entregar presión al sistema. (FAA, 2018)

#### **2.4.4.2.3. Reductores de presión**

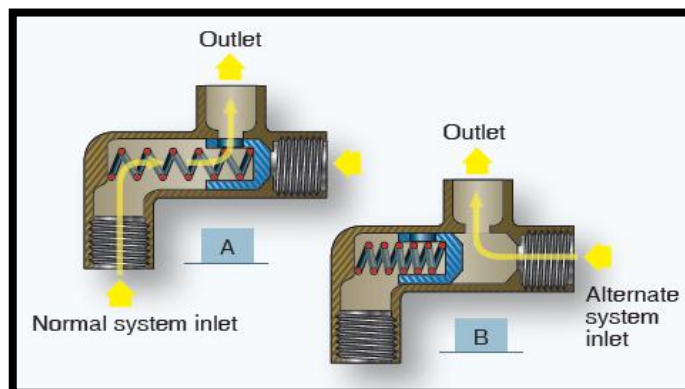
Los reductores de presión o válvulas reductoras de presión son otro de los términos que son mayormente conocidos en el ámbito hidráulico. Este tipo de reductores lo que hace es disminuir o bajar la presión del flujo normal del sistema por alguna necesidad requerida en el mismo o en sus subsistemas. Un reductor de presión mantendrá la presión reducida por donde ha sido colocado en un nivel constante siempre y cuando el nivel de presión que llega a la misma se encuentre dentro de sus límites de resistencia permisibles. (FAA, 2018)

#### **2.4.4.3. Válvulas de doble efecto**

En algunas ocasiones dentro de un sistema hidráulico se requiere de más de una fuente de distribución o potencia del fluido para que el mismo fluya y abastezca a todas sus funciones. Existen sistemas de emergencias creados para casos anormales que se pueden dar de falla en el sistema de operación principal hidráulico y así mantener la presión y distribución del fluido en el mismo. Una válvula de doble efecto específicamente lo que hace es aislar estos sistemas de emergencias con los que puede contar un sistema hidráulico, de sus principales líneas de distribución. (FAA, 2018)

#### **Figura 24**

*Válvula de doble efecto*



*Nota.* El gráfico representa a una válvula de doble efecto y su forma de trabajo interna. Tomado de Aviation Maintenance Technician Handbook – Airframe Vol.2 (p. 218), por Federal Aviation Administration, (2018)

#### **2.4.4.3.1. Válvulas de cierre**

Las válvulas de cierre o shutoff valves son válvulas que cumplen la función de parar el flujo de un fluido que este direccionándose ya sea hacia un componente, sistema o subsistema del mismo. Por lo general, este tipo de válvulas son controladas eléctricamente y también pueden funcionar como para crear prioridad entre sistemas principales y secundarios. (FAA, 2018)

**Figura 25**

*Válvula de cierre diseño externo*



*Nota.* El gráfico representa el aspecto externo de una válvula de cierre. Tomado de Aviation Maintenance Technician Handbook – Airframe Vol.2 (p. 218), por Federal Aviation Administration, (2018)

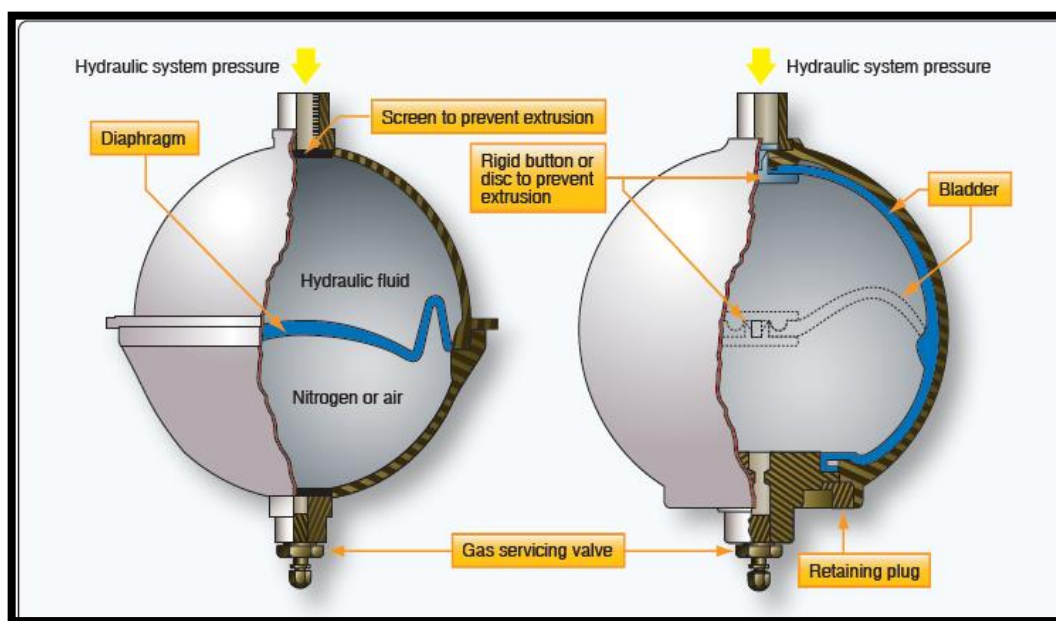
### 2.4.5. Acumuladores de fluido

El acumulador de fluido es una esfera de acero dividida en dos secciones o cámaras dentro de ella. La una en la parte superior está compuesta por el fluido hidráulico a la presión normal del sistema mientras que la otra sección o cámara de la parte inferior está compuesta por nitrógeno o aire. (FAA, 2018)

Este tipo de componentes dentro del sistema hidráulico se encontrarán en varios puntos o lugares específicos del mismo, es decir, que dentro de la aeronave se tendrá acumuladores para su desempeño. Se puede decir que una aeronave cuenta con acumuladores principales, de apoyo o auxiliares y como también de emergencia. (FAA, 2018)

**Figura 26**

*Acumuladores de fluido*



*Nota.* El gráfico representa a dos tipos de acumuladores de fluido que se pueden encontrar en el sistema. Tomado de Aviation Maintenance Technician Handbook – Airframe Vol.2 (p. 219), por Federal Aviation Administration, (2018)

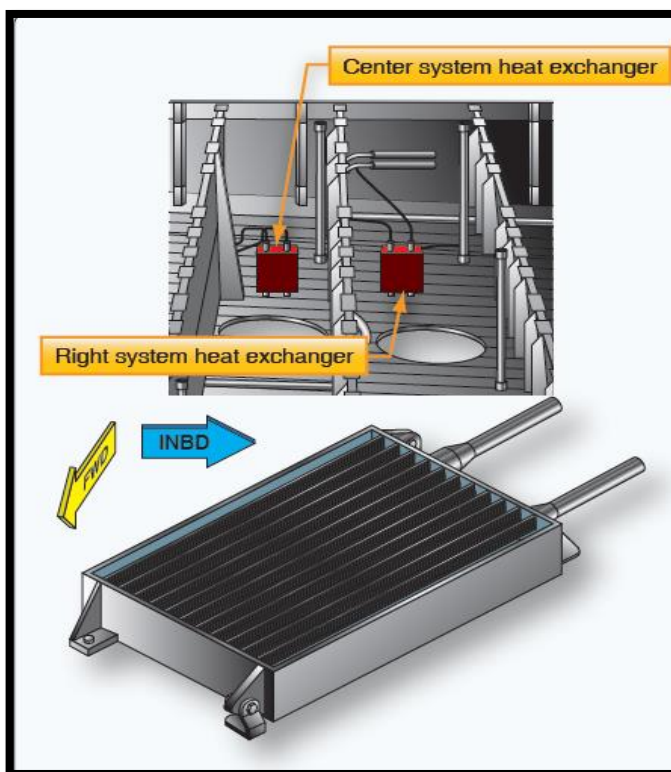
#### 2.4.6. Intercambiadores de calor

Los intercambiadores de calor son usados específicamente más en aeronaves categoría transporte. Este tipo de procedimiento de un intercambiador de calor es usado como una manera muy eficiente para enfriar el fluido que viene de una bomba hidráulica. Esto lo que hace es que la vida útil de servicio del fluido hidráulico pueda prolongarse. (FAA, 2018)

Los intercambiadores de calor pueden encontrarse en los tanques de combustible de la aeronave para que el calor que se toma del fluido hidráulico del sistema puede ser transferible al combustible de la aeronave. De esta manera, el calor se transfiere del fluido al combustible utilizando también finos tubos de aluminio que son transmisores de calor. (FAA, 2018)

**Figura 27**

*Función de un intercambiador de calor*



*Nota.* El gráfico representa la función que cumple un intercambiador de calor en el sistema. Tomado de Aviation Maintenance Technician Handbook – Airframe Vol.2 (p. 220), por Federal Aviation Administration, (2018)

### 2.4.7. Actuadores

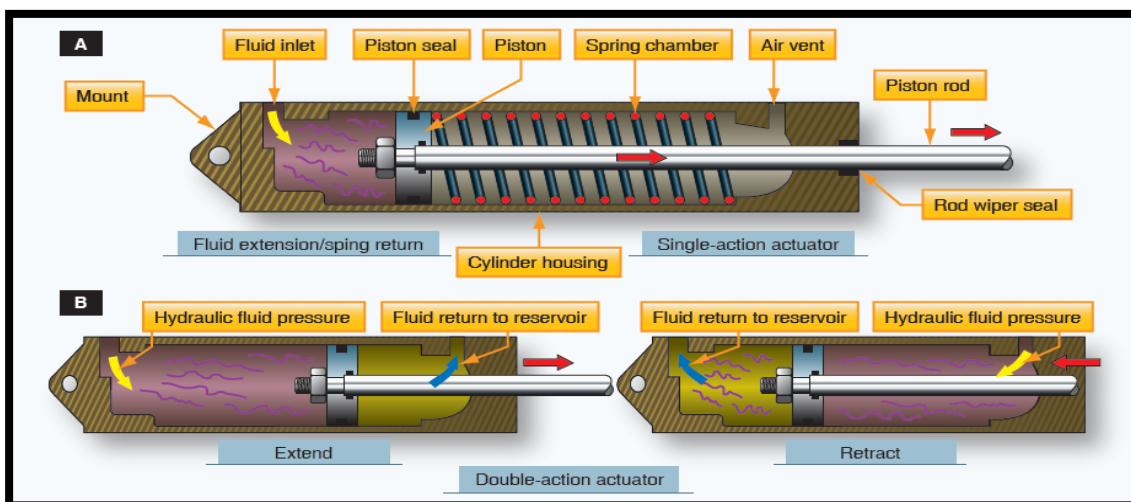
Los actuadores son componentes que pueden transformar la energía que se encuentra en forma de fluido presurizado a una forma mecánica o de acción que pueda realizar un trabajo. Son usados también, para proporcionar un movimiento o fuerza en línea hacia un objeto o componente del sistema. (FAA, 2018)

Los actuadores pueden ser de tipos dos los cuales son: de acción simple o de doble acción. Los de acción simple quiere decir que estarán diseñados específicamente para proporcionar una fuerza o movimiento a un solo lado o lugar, mientras que los de doble acción podrán proporcionar una fuerza múltiple o doble tanto para un lado como para el otro. Los actuadores normalmente se encuentran conformados por una cubierta de cilindro, uno o más pistones y vástagos de pistones, y algunos sellantes también. (FAA, 2018)

En su diseño de construcción de la cubierta del cilindro del actuador contiene un agujero pulido donde se realizan su operación los pistones, y también cuenta con uno o más puertos de entrada para que el fluido pueda ingresar al actuador y ser transformada la energía. (FAA, 2018)

**Figura 28**

*Desplazamiento de un actuador y sus partes*



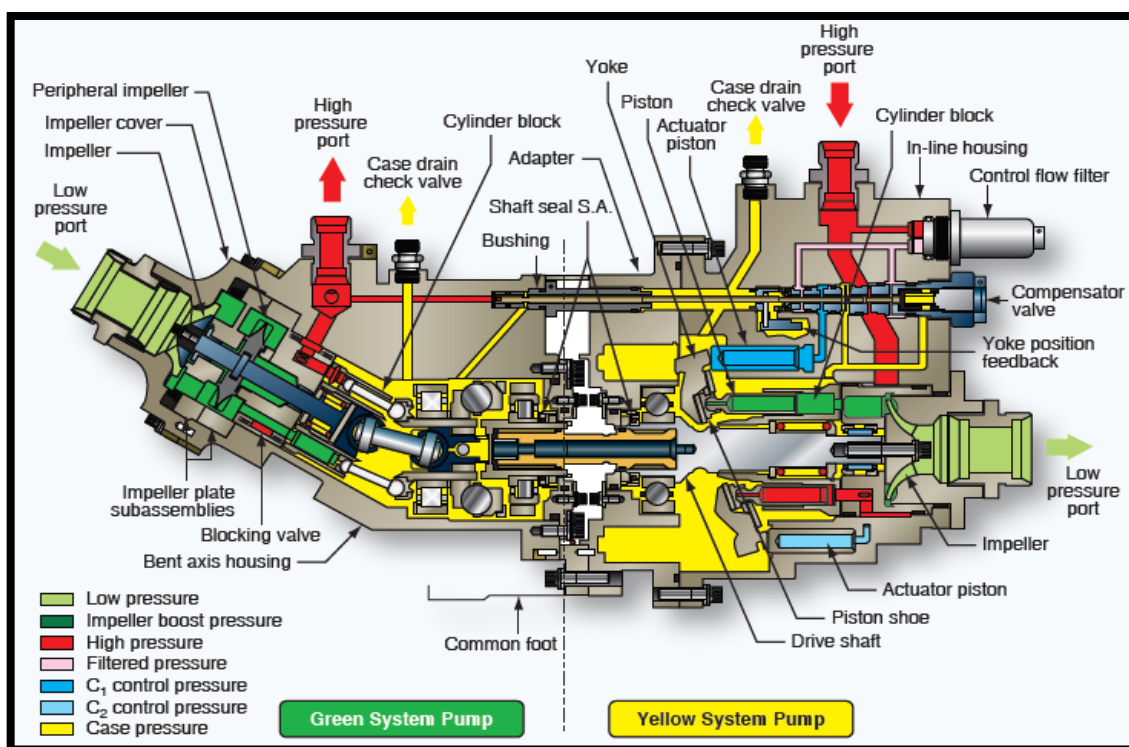
*Nota.* El gráfico representa el movimiento de un actuador y sus partes internas. Tomado de Aviation Maintenance Technician Handbook – Airframe Vol.2 (p. 221), por Federal Aviation Administration, (2018)

### 2.4.8. Unidad de transferencia de potencia (PTU)

La unidad de transferencia de potencia es una unidad que puede solamente transferir energía no el fluido entre el sistema y subsistemas hidráulicos de una aeronave. Este tipo de unidad puede encontrarse de dos tipos; la una en la que se permite transferir la energía de un subsistema a otro solamente en esa dirección mientras que el otro tipo permite hacer una transferencia de energía tanto de un sistema al otro o viceversa. (FAA, 2018)

**Figura 29**

*Unidad de transferencia de potencia partes*



*Nota.* El gráfico representa las partes que componen una unidad de transferencia de potencia. Tomado de Aviation Maintenance Technician Handbook – Airframe Vol.2 (p. 224), por Federal Aviation Administration, (2018)



#### **2.4.9. Selladores**

Los selladores han sido creados para controlar el paso del fluido que puede seguir fluyendo hasta un cierto punto en el sistema. También, son utilizados para que el aire o cualquier tipo de impurezas o suciedad a los alrededores se mantengan fuera del sistema y no puedan ingresar al mismo. (FAA, 2018)

En los últimos tiempos ha habido una alta demanda de selladores en una aeronave debido al cuidado y prevención que se proporciona a sus sistemas tanto hidráulico como neumático en la misma. Existe un amplio panorama de elección de diferentes tipos de selladores que se ajustan a las características de velocidad de operación y temperaturas de cada sistema. Cabe recalcar que a pesar de la variación de selladores que pueden existir en el mercado no existe alguno que resista por completo las operaciones y demandas de cada sistema en particular. (FAA, 2018)

#### **Tabla 1**

*Tipos de selladores hidráulicos*

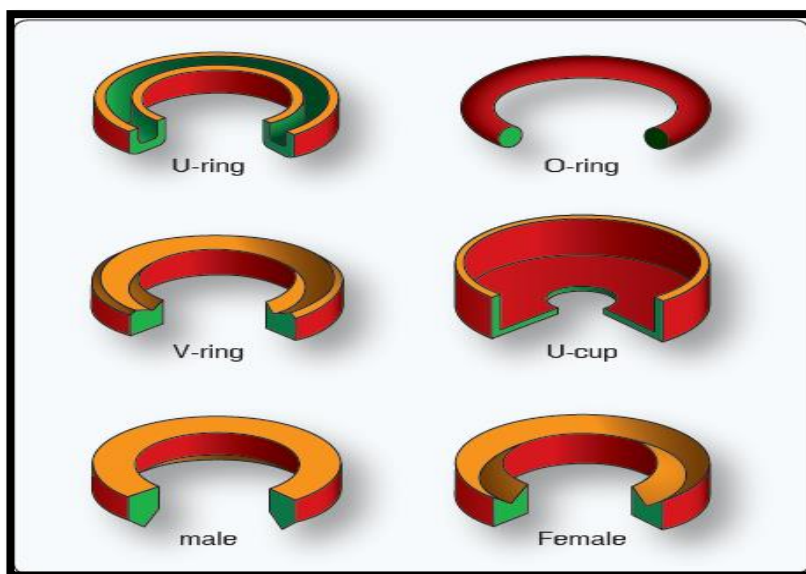
Tipos de selladores	Descripción
Empaques:	<p><b>Anillo en V</b></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>- Son selladores de un solo lado.</li> <li>- Se instalan con la abertura de la V hacia el lado de la presión.</li> <li>- Requiere tanto del adaptador macho como de la hembra para sostenerlo.</li> <li>- Es necesario realizar procedimiento de torque en su instalación.</li> </ul>
<ul style="list-style-type: none"> <li>- Empaquetadura de anillo en V (AN6225)</li> <li>- Empaquetadura de anillo en U (AN6226)</li> <li>- Empaquetadura de anillo en O (AN – 6227,6230, y 6290)</li> </ul>	<p><b>Anillo en U</b></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>- Son usados con frecuencia en el ensamblaje del sistema de frenos y también en sus cilindros.</li> <li>- Hacen presión o son selladores de un solo lado.</li> <li>- Para su correcto funcionamiento se coloca el borde de los empaques hacia el lado de la presión.</li> <li>- Son empaques usados específicamente para presión bajo 1000 psi.</li> </ul>
Gaskets (empaques)	<p><b>Anillo en O</b></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>- La mayoría de empaques para aeronaves son fabricados en este diseño.</li> <li>- Su diseño de forma es circular y está hecho para resistir tolerancias cerradas extremas.</li> <li>- Sella efectivamente en dos direcciones.</li> <li>- Principalmente ha sido diseñado para trabajar en condiciones entre – 65 °F hasta + 160 °F</li> <li>- Se ha incrementado también su resistencia hasta + 275 °F.</li> </ul>
	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Tipo de empaques utilizados de manera estacionaria entre dos superficies planas.</li> <li>- Algunos de sus materiales de diseño son asbesto, cobre, caucho, y corcho.</li> </ul>

Tipos de selladores	Descripción
	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Son usados también en las tapas finales de actuadores, cilindros y válvulas.</li> </ul>
Wipers	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Usados para la limpieza y lubricación de los ejes de pistones.</li> <li>- Previenen y protegen de la escoria o suciedad que se pueden encontrar en el sistema.</li> <li>- Son de material metálico o de felpa.</li> </ul>

*Nota.* Esta tabla muestra los tipos de selladores que se puede encontrar en un sistema hidráulico de una aeronave. Tomado de Aviation Maintenance Technician Handbok – Airframe Vol.2 (p. 223), por Federal Aviation Administration, (2018)

**Figura 30**

*Tipos de selladores hidráulicos*



*Nota.* EL gráfico representa los tipos de selladores hidráulicos utilizados en el sistema. Tomado de Aviation Maintenance Technician Handbook – Airframe Vol.2 (p. 224), por Federal Aviation Administration, (2018)

## **2.5. Fluido hidráulico**

Un fluido hidráulico es utilizado principalmente para una transmisión y distribución de fuerzas hacia las unidades o sistemas que se requiere un movimiento. Los líquidos pueden realizar esta acción de transmisión de fuerzas debido a su principal característica de ser incompresibles.

Como detalla la Ley de Pascal a continuación: “Establece que la presión aplicada a cualquier parte de un el líquido confinado se transmite con una intensidad constante a todas las demás partes”. (FAA, 2018)

Los fabricantes determinarán la mejor opción de líquido usado para la transmisión de fuerzas en sus sistemas dependiendo de las condiciones de trabajo, la temperatura, si existe riesgo de corrosión en el lugar o no, entre otras observaciones. Si el líquido se eligiera solo basándose en su característica de incompresibilidad, se diría que es posible usar cualquier tipo de líquido para cualquier prueba o fin, pero no es así, existen otras características más o tomar en cuenta al momento de la elección de un fluido que se detallará a continuación. (FAA, 2018)

### **2.5.1. Viscosidad**

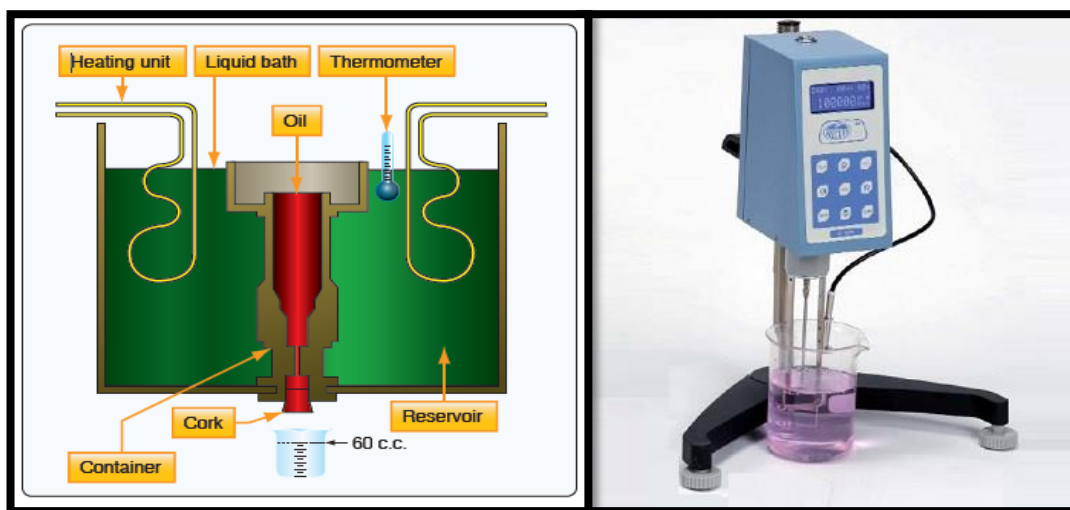
Uno de las principales características de un fluido, es la viscosidad. La viscosidad es la resistencia interna de un líquido al movimiento, a fluir. Ejemplos tales como la gasolina tienen una viscosidad baja lo cual lo hace un líquido que fluye con facilidad; a diferencia de la brea que es un líquido con un alto porcentaje de viscosidad dando como resultado un flujo lento y con dificultad del mismo. Se puede decir que la viscosidad es inversamente proporcional a la temperatura. Mientras la una disminuye la otra aumenta y viceversa. (FAA, 2018)

Dentro de la elección de un buen fluido para un sistema hidráulico, se dice que debe ser uno con la capacidad de brindar un sellante tanto a válvulas, bombas, y pistones pero que al mismo tiempo no puede ser muy grueso o viscoso ya que esto ocasionaría la resistencia y pérdida de energía en los sistemas. (FAA, 2018)

El instrumento utilizado para medir la viscosidad de un fluido en relación al tiempo y la temperatura pasando el mismo por un orificio, es el viscosímetro.

**Figura 31**

*Instrumento de medición - viscosímetro*



*Nota.* El gráfico representa la forma de trabajo y desempeño de un viscosímetro y el aspecto externo del mismo. Tomado de Aviation Maintenance Technician Handbook – Airframe Vol.2 (p. 190), por Federal Aviation Administration, (2018)

### **2.5.2. Estabilidad química**

Otra de las características sumamente importantes al momento de determinar que fluido hidráulico es el indicado para cada fin, es la estabilidad química del mismo. Es indispensable saber su capacidad de resistencia a la oxidación o al deterioro. Un líquido puede surgir cambios químicos al ser sometido a condiciones de operación distintas, un ejemplo de ello es la temperatura. La temperatura puede llegar a producir un cambio drástico en un fluido. (FAA, 2018)

Líquidos sometidos a altas temperaturas pueden llegar a carbonizarse por completo o a hacerse lodo. También es el caso cuando los mismos deben fluir por pequeños orificios a muy altas presiones, pueden ser afectados. Líquidos con mayor viscosidad, son mayormente resistentes a altas temperaturas que los de menor. En promedio, se considera que los líquidos utilizados en los sistemas hidráulicos son de baja viscosidad. (FAA, 2018)

### **2.5.3. Punto de inflamación**

Como detalla la FAA (2018) en uno de sus libros a cerca del mantenimiento de aeronaves para técnicos aeronáuticos: “El punto de inflamación es la temperatura a la que un líquido emite vapor en cantidad suficiente para encenderse momentáneamente o encenderse cuando se aplica una llama”. Para los líquidos hidráulicos un alto nivel de punto de inflamación es mejor ya que tienden a evaporarse menos a temperaturas normales y son menos propensos a la combustión.

### **2.5.4. Punto de combustión**

La FAA (2018) en sus libros de instrucción para técnicos aeronáuticos detalla que: “El punto de combustión es la temperatura a la que una sustancia emite vapor en cantidad suficiente para encenderse y continuar ardiendo cuando se expone a una chispa o llama.” De la misma manera que el punto de inflamación, se busca obtener un alto nivel de punto de combustión cuando se habla de líquidos hidráulicos.

### **2.5.5. Tipos de fluidos hidráulicos**

Para mantener un adecuado desempeño de un sistema hidráulico sin correr riesgos de daños en el mismo se debe elegir el correcto tipo de fluido para su uso. Es el manual de mantenimiento de cada aeronave que especifica el tipo de líquido hidráulico debido para cada una de ellas. También, se puede encontrar especificaciones de líquido hidráulico en la placa de los reservorios hidráulicos de las aeronaves. (FAA, 2018)

Actualmente existen tres categorías principales para líquidos hidráulicos, los cuales son:

- Minerales
- Polialfaolefinas
- Ésteres de fosfato

#### **2.5.5.1. Líquidos hidráulicos basados en minerales**

##### **Tabla 2**

*Líquidos hidráulicos basados en minerales*

Fluido Hidráulico	Especificaciones
MIL-H-5606	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Fluido más antiguo, desde 1940</li> <li>- Mineral de aceite</li> <li>- Es usado donde la amenaza de fuego es baja</li> <li>- Es procesado del petróleo</li> <li>- Olor penetrante</li> <li>- Teñido de color rojo</li> <li>- Puede ser intercambiable con MIL -H-6083</li> <li>- Ha predominado el uso en pequeñas aeronaves</li> </ul>
MIL-H-6083	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Es la versión anticorrosiva del MIL-H-5606</li> <li>- Normalmente se distribuye con este tipo de fluido a los componentes hidráulicos</li> </ul>

*Nota.* Esta tabla muestra tipos de fluidos hidráulicos basados en minerales. Tomado de Aviation Maintenance Technician Handbook – Airframe Vol.2 (p. 191), por Federal Aviation Administration, (2018)

### 2.5.5.2. Líquidos hidráulicos basados en polialfaolefinas

**Tabla 3**

*Líquidos hidráulicos basados en polialfaolefinas*

Fluido Hidráulico	Especificaciones
MIL-H-83282	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Un fluido de polialfaolefinas hidrogenado resistente al fuego.</li> <li>- Desarrollado en 1960 para mejorar las características de flamabilidad ya existentes en el MIL-H-5606.</li> <li>- Se limita su uso hasta – 40 F</li> <li>- Tiene una viscosidad alta en bajas temperaturas.</li> <li>- Puede ser usado en el mismo sistema de un MIL-H-5606.</li> </ul>
MIL-H-46170	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Es la versión anticorrosiva del MIL-H-83282.</li> </ul>

*Nota.* En esta tabla se muestra tipos de fluidos hidráulicos basados en polialfaolefinas. Tomado de Aviation Maintenance Technician Handbok – Airframe Vol.2 (p. 191), por Federal Aviation Administration, (2018)

### 2.5.5.3. Líquidos Hidráulicos basados en ésteres de fosfato

Este tipo de fluidos son los más utilizados para aeronaves de tipo categoría transporte debido a las características de gran resistencia de fuego que con las que cuenta el mismo. Se puede garantizar su resistencia al fuego, pero hay que aclarar que no es un líquido a prueba de fuego, en ciertas condiciones tiende a quemarse. (FAA, 2018)

La creación de estos fluidos se da después de la segunda guerra mundial al observar resultados tales como los de evidenciar en varias ocasiones como se incendia sistemas de frenos hidráulicos de algunas aeronaves y el incremento del mismo suceso en su tiempo. (FAA, 2018)

Una de sus desventajas o pequeños detalles que se pueden considerar al momento de usar este tipo de fluidos es que son bastante susceptibles a la contaminación con el agua. Sus principales fabricantes bases de esta nueva generación de fluidos hidráulicos son: Skydrol y Hyjet. (FAA, 2018)

#### Tabla 4

##### *Líquidos hidráulicos basados en ésteres de fosfato*

Fluido Hidráulico	Especificaciones
TIPO IV: - Clase I - Clase II	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Basados en su densidad existen dos clases de fluidos tipo IV.</li> <li>- Clase I de fluidos son de densidad baja.</li> <li>- Clase II de fluidos son de una densidad estándar.</li> <li>- El fluido clase I proporciona ventajas de ahorrar peso.</li> <li>- Los fluidos tipo IV son los que actualmente se encuentran el mercado.</li> </ul>
TIPO V	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Los fluidos tipo V son los que se encuentran en desarrollo debido a las</li> </ul>



Fluido Hidráulico	Especificaciones
	<p>altas demandas de fluidos más térmicamente estables. Este tipo de fluido serán más resistentes a la acción hidrolítica y oxidativa.</p>

*Nota.* En esta tabla se muestra tipos de fluidos hidráulicos basados en ésteres de fosfato. Tomado de Aviation Maintenance Technician Handbook – Airframe Vol.2 (p. 191), por Federal Aviation Administration, (2018)

### **2.5.6. Mezcla de fluidos**

Debido a las especificaciones marcadas para cada tipo de fluido; los de base de petróleo y los de base de esterres de fosfato. Su composición es realmente diferente y no pueden ser mezclados el uno con el otro. Si en el caso de que una aeronave fuera llenado su sistema con el tipo de fluido hidráulico erróneo inmediatamente se debe proceder a drenar todo ese fluido y a lavar su sistema ya que puede resultar complicaciones graves de daños en el mismo. (FAA, 2018)

### **2.5.7. Compatibilidad del fluido con los materiales de la aeronave**

Actualmente dentro del diseño y análisis del desempeño y funcionamiento de una aeronave se encuentra avalado el fluido con base en ésteres de fosfato para aeronaves. Este tipo de fluido por lo general no tiene problema en la compatibilidad con los materiales de una aeronave. Materiales que se pueden encontrar en ella como aluminio, hierro, bronce, acero inoxidable, entre otros, funcionan adecuadamente con un fluido de base en ésteres de fosfato siempre y cuando no exista ningún tipo de contaminación o tendencia a la misma. (FAA, 2018)

También, existen algunos materiales en minoría en una aeronave que deben ser tratados para que puedan ser compatibles con un tipo IV clase I o II de fluido tales como resinas termoplásticas, composiciones de vinil, pinturas basadas en aceite, entre otros. (FAA, 2018)

En la actualidad, se ha optado por utilizar pinturas en poliuretano dentro de la industria aeronáutica haciéndolo como algo estándar debido a su calidad de acabado, brillo, y a su capa resistencia a ésteres de fosfato. (FAA, 2018)

### 2.5.8. Contaminación de un fluido hidráulico

Como se ha recalcado en varias ocasiones dentro de este estudio, la contaminación de un fluido hidráulico puede ser un gran problema para todo su sistema llevándolo a un mal funcionamiento del mismo o hasta inclusive a la completa destrucción de un componente. (FAA, 2018)

Como dice la Federal Aviation Administration (2018) en su libro de Aviation Maintenance Technician Handbook- Airframe Vol. 2: Existen dos tipos de contaminación para el análisis de este problema en un sistema:

- Abrasivos, incluyendo todo tipo de partículas tales como arena, salpicaduras de soldadura, virutas de óxidos, entre otros.
- No abrasivos, incluyendo resultantes provenientes del aceite, oxidación, entre otros componentes orgánicos.

Cuando se crea que existe contaminación del fluido dentro del sistema, se debe realizar un chequeo de inmediato. Consecuencias como las de detección de altas temperaturas en el sistema puede darse por causa de una contaminación. (FAA, 2018)

Los filtros dentro de un sistema hidráulico de una aeronave ayudan a este proceso de cuidado de un fluido y disminuye el riesgo de que pueda estar expuesto a una amenaza de contaminación. Los filtros ayudan a retener partículas dentro de un sistema, las mismas que para el ojo humano no pueden ser vistas.

**Tabla 5**

*Horario de control de un sistema hidráulico*

<b>Tipo de Horario</b>	<b>Descripción</b>
Rutina de control simple	Cada sistema deberá ser inspeccionado acorde a su manual de mantenimiento, o por lo menos ser inspeccionado una vez al año, o cada 3000 horas de vuelo.
Mantenimiento no programado	Cuando existen causas de malfuncionamiento en el sistema presentadas por el fluido, el sistema debe ser intervenido inmediatamente.

Tipo de Horario	Descripción
Sospecha de contaminación	Si una contaminación en el sistema es sospechada el fluido debe ser drenado y remplazado. Siempre obteniendo muestras antes y después de la tarea de mantenimiento.

*Nota.* Esta tabla muestra los tipos de horarios de inspección que se pueden encontrar en el control de un fluido en un sistema hidráulico. Tomado de Aviation Maintenance Technician Handbok – Airframe Vol.2 (p. 192), por Federal Aviation Administration, (2018)

### **2.5.9. Prevención y control de la contaminación de un fluido hidráulico en su sistema**

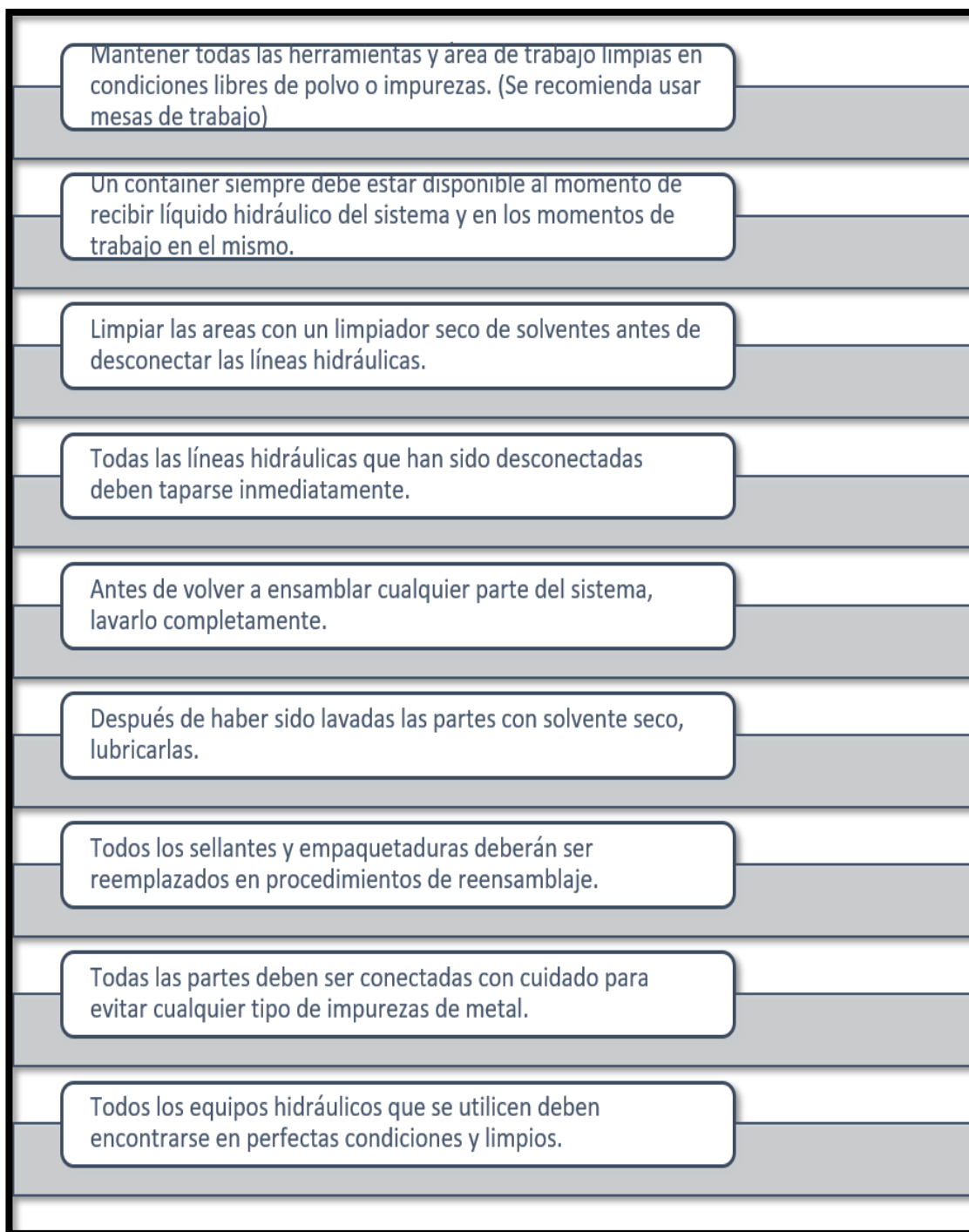
La prevención y control dentro del sistema hidráulico en sí, es proporcionada por sus filtros en el mismo que cumplen la función de prevenir y cuidar el fluido de contaminaciones futuras que pueden darse a causa de partículas no deseadas. Hay que tomar en cuenta que la durabilidad de un filtro varía dependiendo su material y deberán ser reemplazados; filtros de presión – 3000 horas, filtros de retorno – 1500 horas, filtros de drenaje – 600 horas. (FAA, 2018)

Si el fluido externo que ingresa al sistema es el que trae la contaminación una vez que ingresa al mismo, esto será de la responsabilidad del personal de aviación a cargo en estas asignaciones. (FAA, 2018)

A continuación, se presenta una figura del proceso de control de contaminación de un fluido que se puede aplicar al momento de una tarea de mantenimiento y servicio en el sistema hidráulico de una aeronave:

#### **Figura 32**

*Proceso de prevención y control de contaminación para un fluido hidráulico*



*Nota.* El gráfico representa los pasos a tomar en cuenta en la prevención contra la contaminación de un fluido hidráulico. Adaptado de Aviation Maintenance Technician Handbook – Airframe Vol.2 (p. 193), por Federal Aviation Administration, (2018)

## 2.6. Sistema Hidráulico de una aeronave categoría transporte - Boeing 737 – 500

### 2.6.1. Introducción

El sistema hidráulico de una aeronave categoría transporte como lo es la aeronave Boeing 737 – 500 está conformado por tres sistemas separados e independientes que proporcionan la energía o potencia para el movimiento de los controles de vuelo de la aeronave, el tren de aterrizaje, y su sistema de empuje de reversa (thrust reverse). (Lufthansa & LAN, 2005)

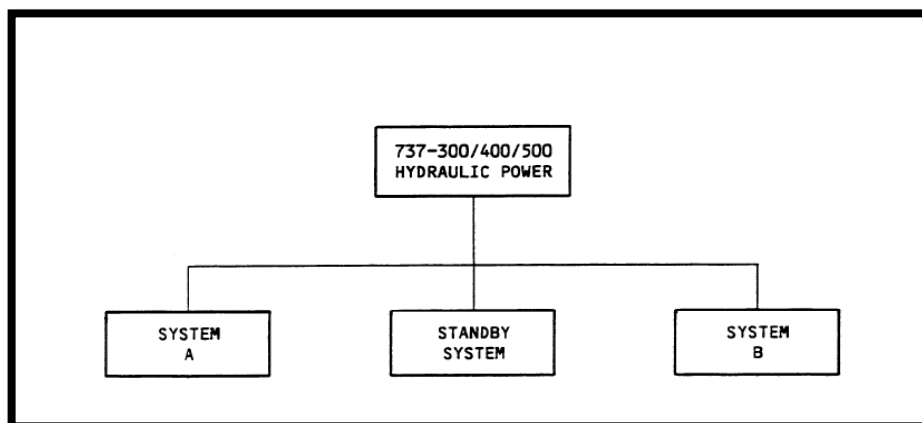
Estos tres sistemas hidráulicos son: A, B, y Standby, principalmente, los sistemas A y B son los que trabajan a tiempo completo en un vuelo y proporcionan la distribución necesaria de fuerza mediante su fluido presurizado para las distintas situaciones técnicas de la aeronave. Estos dos sistemas, en conclusión, son los responsables de que todos los componentes hidráulicos se mantengan potenciados. El sistema standby entra en funcionamiento específicamente solo cuando se requiera de una alta demanda de fluido. (Lufthansa & LAN, 2005)

Algunas características adicionales de los sistemas que menciona Lufthansa y LAN (2005) en su manual de entrenamiento son:

- Tanto el sistema A y B cuentan con una bomba de motor (EDP) y una bomba de motor eléctrica (EMDP) cada uno de ellos.
- En cambio, el sistema Standby solo cuenta con una bomba de motor eléctrica. (EMDP)
- Los tres sistemas hidráulicos utilizan un fluido hidráulico tipo IV – BMS 3-11.

### **Figura 33**

*Sistema hidráulico de una aeronave categoría transporte*



*Nota.* El gráfico representa una ilustración concreta del sistema hidráulico de la aeronave Boeing 737 – 500. Tomado de Technical Training Manual B 737 – 300/400/500 - ATA 29 – Hydraulic Power (p. 3), por Lufthansa and LAN, (2005)

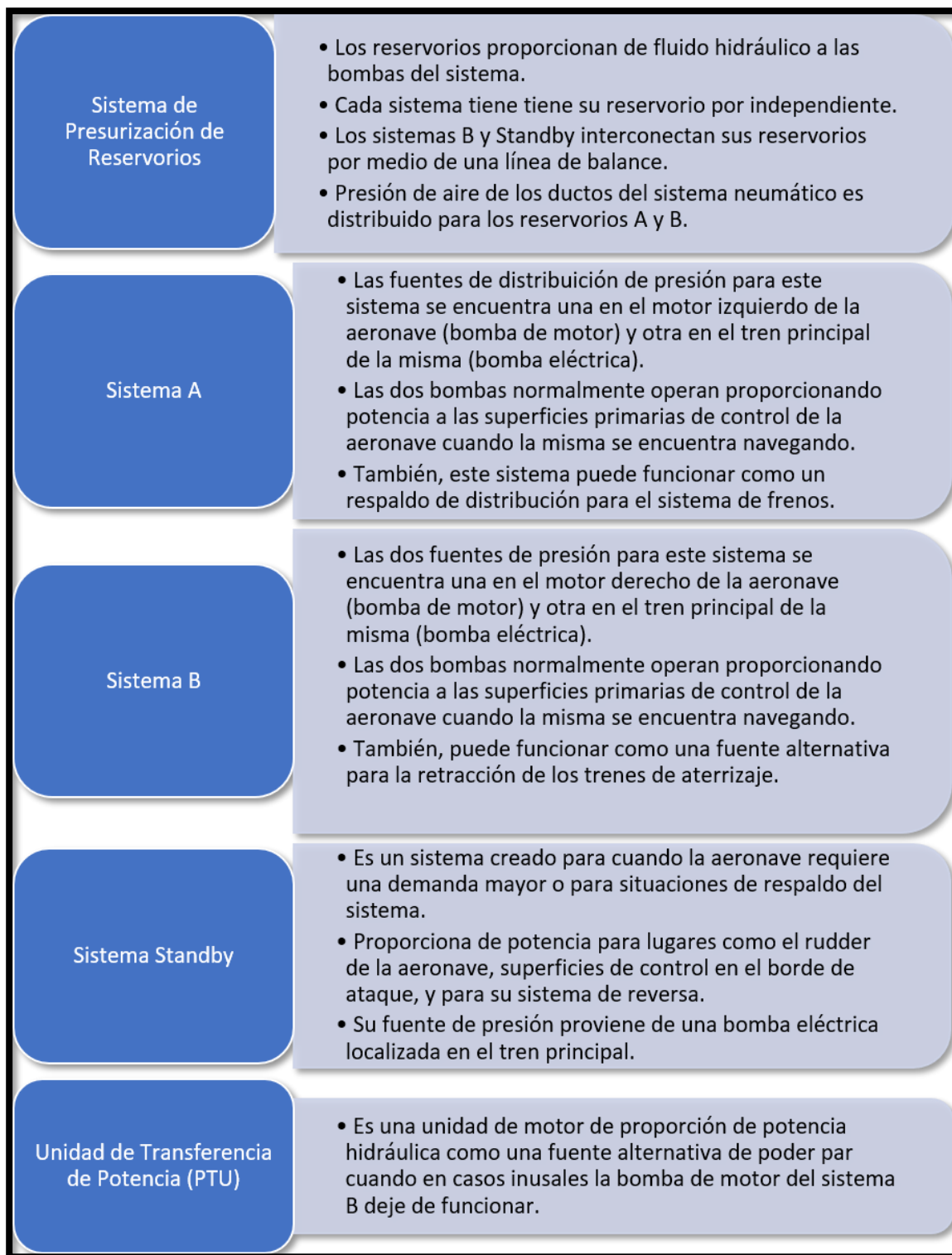
### **2.6.2. Distribución del sistema hidráulico en la aeronave Boeing 737 – 500**

Como se pudo detallar en la introducción de este sistema hidráulico de la aeronave Boeing, se determinó que la aeronave cuenta con tres sistemas independientes para la distribución de su fluido como lo son: sistema A, B, y Standby. Los tres cumplen la función de mantener potenciado todo el sistema garantizando una alta fiabilidad en su desempeño debido a sus subsistemas redundantes que lo conforman. (Lufthansa & LAN, 2005)

A continuación, se presenta dos gráficos de la distribución de potencia del sistema hidráulico y los lugares por los que su fluido puede pasar dentro del mismo.

#### **Figura 34**

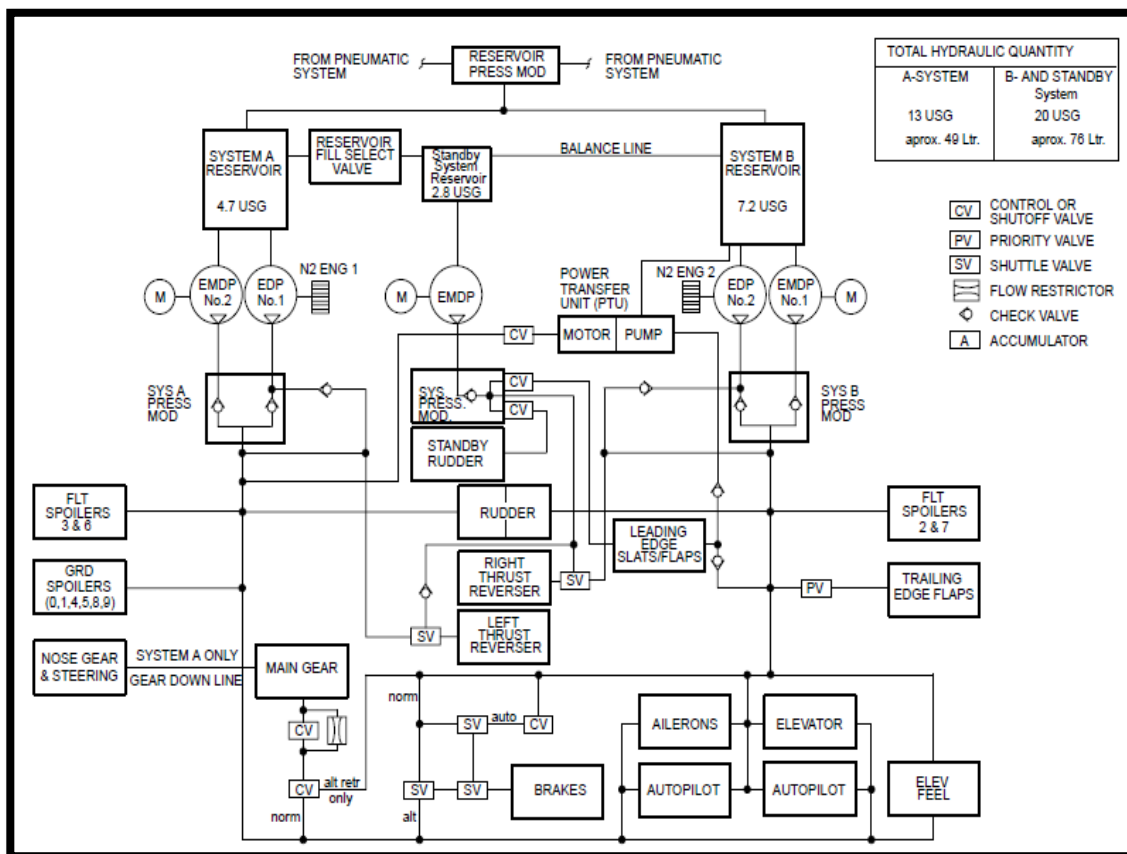
*Distribución del sistema hidráulico de la aeronave Boeing 737 - 500*



*Nota.* El gráfico representa la distribución de potencia en el sistema hidráulico de la aeronave Boeing 737 – 500. Adaptado de Technical Training Manual B 737 – 300/400/500 - ATA 29 – Hydraulic Power (p. 6), por Lufthansa and LAN, (2005)

**Figura 35**

*Distribución esquemática del sistema hidráulico de la aeronave Boeing 737 – 500*



*Nota.* El gráfico representa la distribución esquemática del sistema hidráulico de la aeronave Boeing 737 – 500. Tomado de Technical Training Manual B 737 – 300/400/500 - ATA 29 – Hydraulic Power (p. 7), por Lufthansa and LAN, (2005)

### **2.6.3. Panel de control del sistema hidráulico en la cabina de vuelo de la aeronave Boeing 737 – 500**

Es importante hacer énfasis en las bases y los estudios previos realizados para la construcción y el diseño de una cabina de vuelo de la aeronave Boeing 737 en donde se encontrarán todos sus paneles de control para cada uno de sus sistemas incluyendo el panel de supervisión y control para su sistema hidráulico. La cabina de vuelo de la aeronave será el lugar de control y de verificación de funcionamiento para todos sus sistemas. (PRACTICAL CLASS, s/f)

Una cabina de vuelo como la de la aeronave Boeing 737/ 300 – 500 ha sido diseñada con el fin de que pueda ser eficiente para ser controlada por dos pilotos al mando de la aeronave.



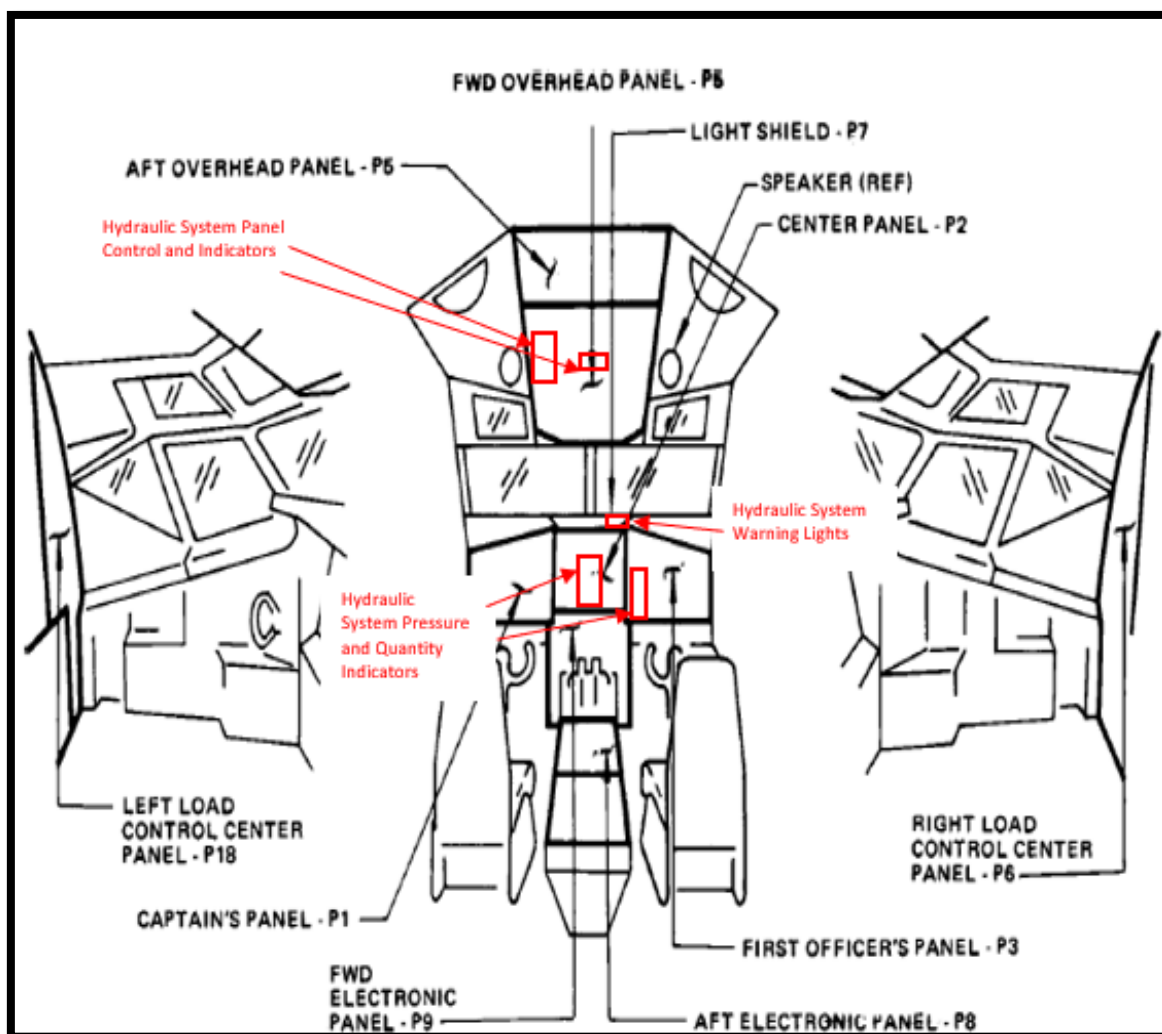
También, se toma en cuenta en su construcción y diseño factores que pueden suscitarse tales como: notar una carga de trabajo muy pesada para sus pilotos o a su vez situaciones como las de encontrarse con la responsabilidad de que la aeronave tenga que ser, en ciertas ocasiones, piloteado por un solo profesional. Debido a estas observaciones, se configura la aeronave para que varios de sus subsistemas tengan una autonomía propia de monitoreo y operación. De esta manera, se reduce la carga de trabajo para pilotos o personal aeronáutico y se hace un aporte a que los mismos puedan desempeñarse mejor y dirigir su atención a tareas o áreas con más prioridad. (PRACTICAL CLASS, s/f)

Hay que tener en cuenta también, que el diseño y construcción de aeronaves Boeing de modelo 737 y su serie desde 200 a 500 han sido fabricadas de tal manera que sus pilotos o personal aeronáutico puedan nuevamente familiarizarse con un diseño de cabina en su gran mayoría estándar manteniendo la mayor de sus configuraciones principales para que de esta manera no haya la necesidad de acudir a una larga instrucción técnica en estas series ni en futuras del modelo Boeing 737. (PRACTICAL CLASS, s/f)

A continuación, se presenta de forma gráfica la cabina de vuelo y de control de la aeronave Boeing 737 – 500 y la ubicación de sus paneles de control del sistema hidráulico de la misma. (PRACTICAL CLASS, s/f)

**Figura 36**

*Cabina de control de la aeronave Boeing 737 – 500 y paneles del sistema hidráulico*



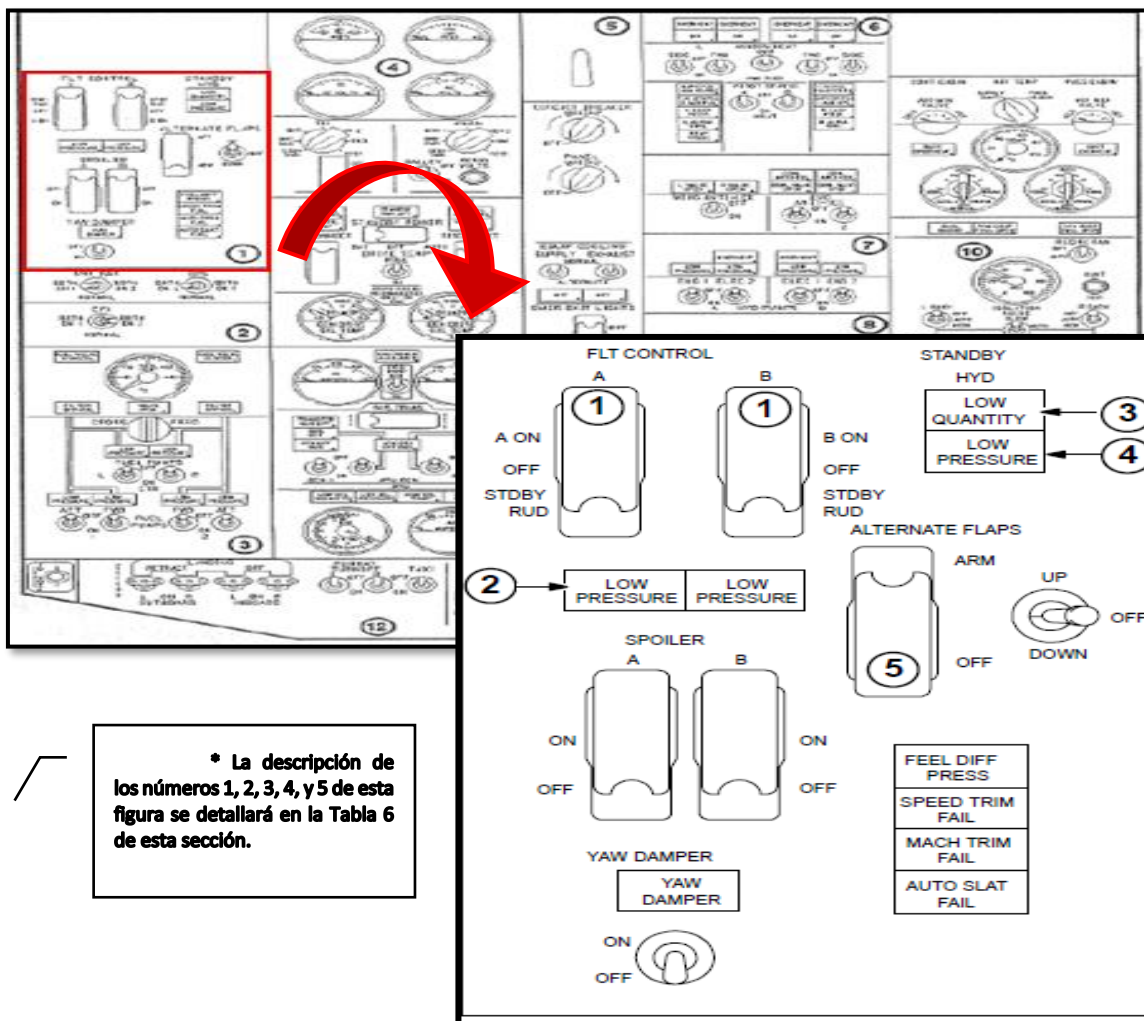
*Nota.* El gráfico representa la cabina de vuelo de la aeronave Boeing 737 – 500 y los paneles de control para el sistema hidráulico de la misma. Tomado de Aircraft Maintenance Manual B737 - ATA 31 – Instruments (p. 16), por The Boeing Company, (2003)

### 2.6.3.1. Flight Control Panel – Standby System (P5)

El panel de control del sistema Standby de la aeronave Boeing 737 – 500 se encontrará en el panel P5 de su cabina de vuelo, llamado también “overhead panel”. En este panel se podrá activar o dar paso al funcionamiento del sistema standby en casos de fuerza mayor o fallas en los sistemas principales de distribución; sistema A o B. Desde este lugar se podrá accionar su bomba de motor eléctrica, poner en posición de abierto sus válvulas de cierre (shutoff valves), y evaluar sus luces indicadoras de presión y cantidad del fluido. (Lufthansa & LAN, 2005)

Figura 37

Overhead panel (p5) – flight control panel – sistema standby



\* La descripción de los números 1, 2, 3, 4, y 5 de esta figura se detallará en la Tabla 6 de esta sección.

*Nota.* El gráfico representa el panel de control overhead panel P5 y el panel de flight controls con su sistema standby. Adaptado de Technical Training Manual B 737 – 300/400/500 - ATA 29 – Hydraulic Power (p. 9), por Lufthansa and LAN, (2005)

Tabla 6

Descripción panel de controles de vuelo y sistema standby

Número asignado	Switches e Indicadores	Configuraciones permisibles del sistema
1	Switches de los controles de vuelo del sistema A Y B de la aeronave	<p><b>OFF</b> – Corresponde a que la presión del sistema hidráulico se encuentra cerrado por completo en Alerones, Elevadores, y Rudder.</p> <p><b>STDBY RUD</b> – de cualquiera de los dos switch. Corresponde a que la distribución normal de fluido de los sistemas A o B se encuentran cerrados, y se activa el paso del sistema standby.</p> <p><b>ON</b> – Es la posición normal en la que permanece el sistema para sus operaciones.</p>
2	Luces de baja presión de los sistemas de controles de vuelo (ambar)	<p><b>ON</b> – Indica la baja presión en uno de sus sistemas ya sea este A o B en lugares como los alerones, elevadores, o rudder. Se enciende también la luz de Master Caution el panel P7.</p>
3	Luz de baja cantidad de fluido del sistema standby (ambar)	<p><b>ON</b> – Indica un bajo nivel de fluido, menos de 1.4 galones, en el sistema standby.</p>
4	Luz de baja presión del sistema standby (ambar)	<p><b>ON</b> – Indica una baja presión de salida de la bomba del sistema standby.</p>
5	Master Switch de flaps alternos	<p><b>ARM</b> – Se cierra la válvula de pase de los flaps de salida y se activa la bomba del sistema standby.</p> <p><b>OFF</b> - Es la posición normal en la que permanece el sistema para sus operaciones.</p>

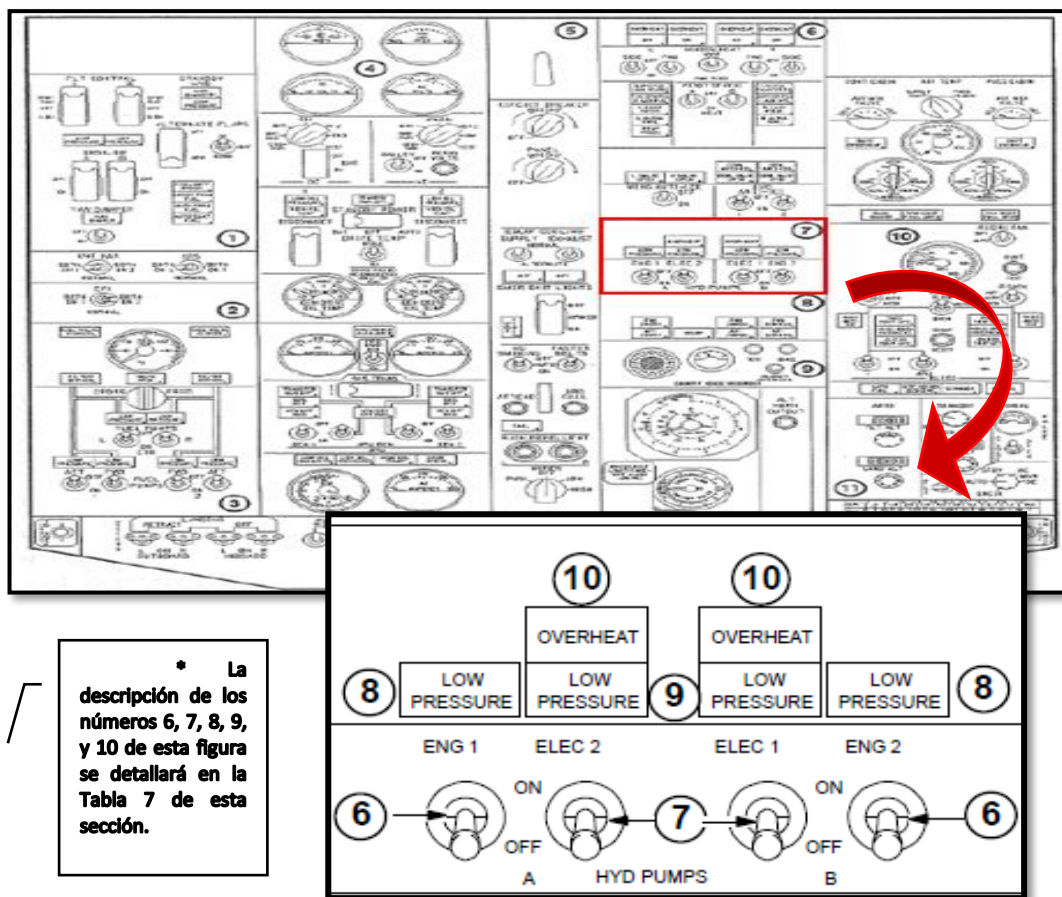
*Nota.* Esta tabla muestra la descripción y configuraciones del panel de controles de vuelo y el sistema standby. Tomado de Technical Training Manual B 737 – 300/400/500 - ATA 29 – Hydraulic Power (p. 8), por Lufthansa and LAN, (2005)

**2.6.3.2. System A and B Control Panel**

El panel de control del sistema hidráulico de la aeronave se encuentra ubicado en el panel P5 de la misma, conocido también como “overhead panel”. En este panel se encontrará los switches de accionamiento para las bombas de motor y eléctricas tanto del sistema hidráulico A como del sistema hidráulico B. Además, se contará con luces indicadoras de advertencia de baja presión o de cantidad del sistema. (Lufthansa & LAN, 2005)

**Figura 38**

*Overhead panel (p5) – hydraulic control panel and indicators*



*Nota.* El gráfico representa el panel P5 overhead panel de la aeronave y el panel de control del sistema hidráulico A y B. Adaptado de Technical Training Manual B 737 – 300/400/500 - ATA 29 – Hydraulic Power (p. 9), por Lufthansa and LAN, (2005)

**Tabla 7**

*Descripción del panel de control del sistema hidráulico*

<b>Número asignado</b>	<b>Switches e Indicadores</b>	<b>Configuraciones permisibles del sistema</b>
<b>6</b>	Switches de bombas de motor A y B	<b>ON</b> – Permite a las bombas de presión ingresar al sistema o conectarse al mismo.  <b>OFF</b> – Se bloquea la bomba para que esta quede desactivada.
<b>7</b>	Switches de bombas eléctricas A Y B	<b>ON</b> – Proporciona la energía para que cada bomba eléctrica comience a funcionar.
<b>8</b>	Luces de baja presión de las bombas de motor (ambar)	<b>ON</b> – Presión de salida de cada una de las bombas de motor es baja, menos de 1200 psi.
<b>9</b>	Luces de baja presión de las bombas eléctricas (ambar)	<b>ON</b> – Presión de salida de cada una de las bombas eléctricas es baja, menos de 1200 psi.
<b>10</b>	Luces de sobre temperatura de las bombas eléctricas (ambar)	<b>ON</b> – Cuando el fluido está en proceso de drenaje o cuando la bomba se encuentra con sobre temperatura.

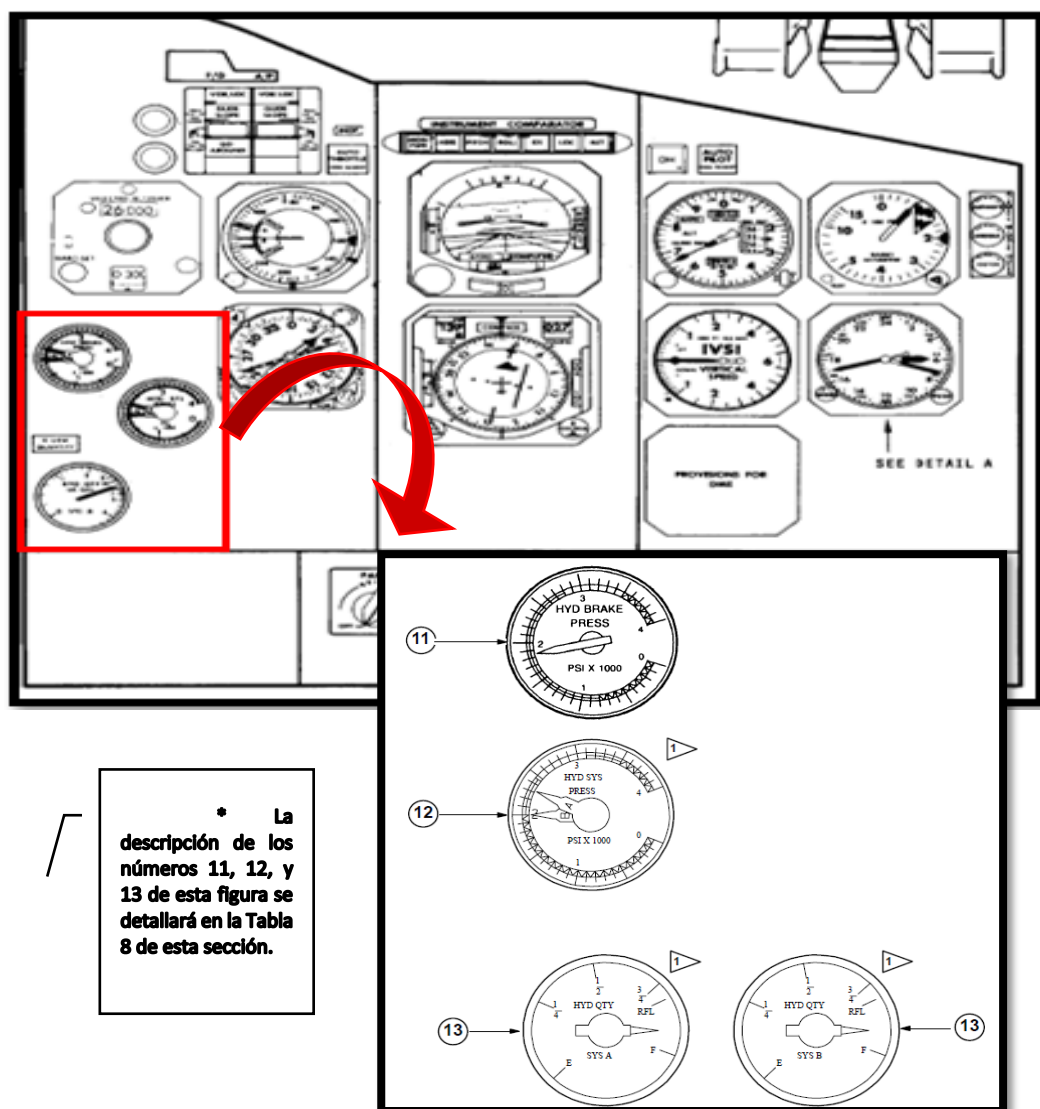
*Nota.* Esta tabla muestra la descripción y configuraciones del panel de control del sistema hidráulico de la aeronave. Tomado de Technical Training Manual B 737 – 300/400/500 - ATA 29 – Hydraulic Power (p. 8), por Lufthansa and LAN, (2005)

### **2.6.3.3. Hydraulic pressure and quantity system Indicators**

Los indicadores de presión y de cantidad de la aeronave Boeing 737 – 300/ 500, se pueden encontrar localizados tanto en el panel P3 del piloto primer oficial al mando de la aeronave o en las series más actuales del mismo modelo como lo es B 737 – 500 se los encuentra en el panel central P2 de manera digital en su pantalla conocida como Engine Instrument System (EIS). (Lufthansa & LAN, 2005)

**Figura 39**

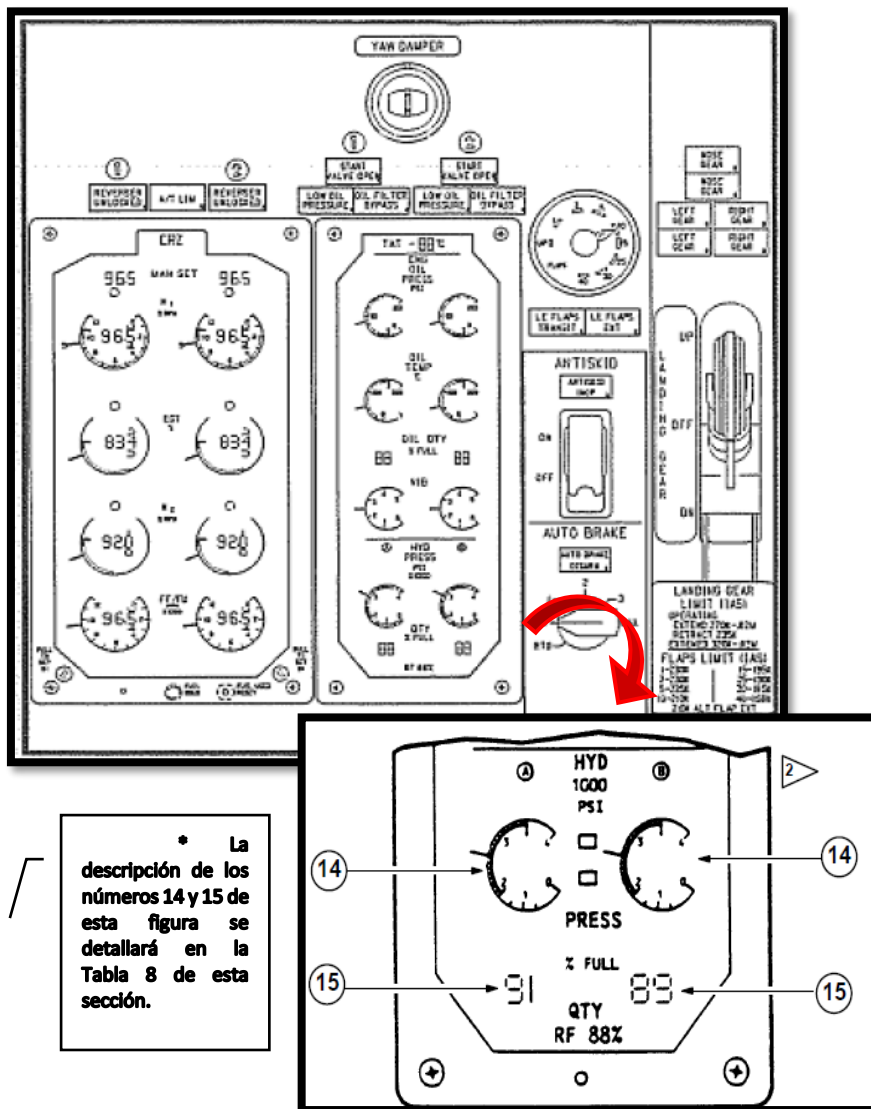
*Panel (p3) – hydraulic pressure and quantity indicators*



*Nota.* El gráfico representa el panel P3 de la aeronave y su panel de indicadores hidráulicos de presión y cantidad. Adaptado de Technical Training Manual B 737 – 300/400/500 - ATA 29 – Hydraulic Power (p. 11), por Lufthansa and LAN, (2005)

**Figura 40**

*Center panel (p2) – hydraulic pressure and quantity indicators*



*Nota.* El gráfico representa el panel P2 de la aeronave y sus indicadores hidráulicos de presión y cantidad en el EIS. Adaptado de Technical Training Manual B 737 – 300/400/500 - ATA 29 – Hydraulic Power (p. 11), por Lufthansa and LAN, (2005)



**Tabla 8**

*Descripción de los indicadores de presión y cantidad del sistema hidráulico*

<b>Número asignado</b>	<b>Indicadores de presión y cantidad</b>	<b>Descripción de los indicadores y sus límites</b>
<b>11</b>	Indicador de presión del freno hidráulico	Indica la medida de la presión del freno hidráulico en el punto que se encuentra en el acumulador de presión del freno.  Presión normal - 3000 psi Presión máxima - 3500 psi Precarga normal - 1000 psi
<b>12</b>	Indicador de presión del sistema hidráulico	Indica la presión de los sistemas hidráulicos A y B.  Presión normal - 3000 psi Presión máxima - 3500 psi
<b>13</b>	Indicadores de cantidad del sistema hidráulico	Sistema A F (Full) 4.8 galones RFL (Refill) 4.2 galones Sistema B F (Full) 7.2 galones RFL (Refill) 6.4 galones
<b>14</b>	Indicación de presión del sistema hidráulico (EIS)	Indicadores de presión del sistema digitales. Se encuentran en la pantalla secundaria del EIS para el sistema A y B.
<b>15</b>	Indicación de cantidad del sistema hidráulico (EIS)	Sistema de cantidad digital por individual tanto para el reservorio del sistema A como el del B, se encuentran en la pantalla secundaria del EIS.

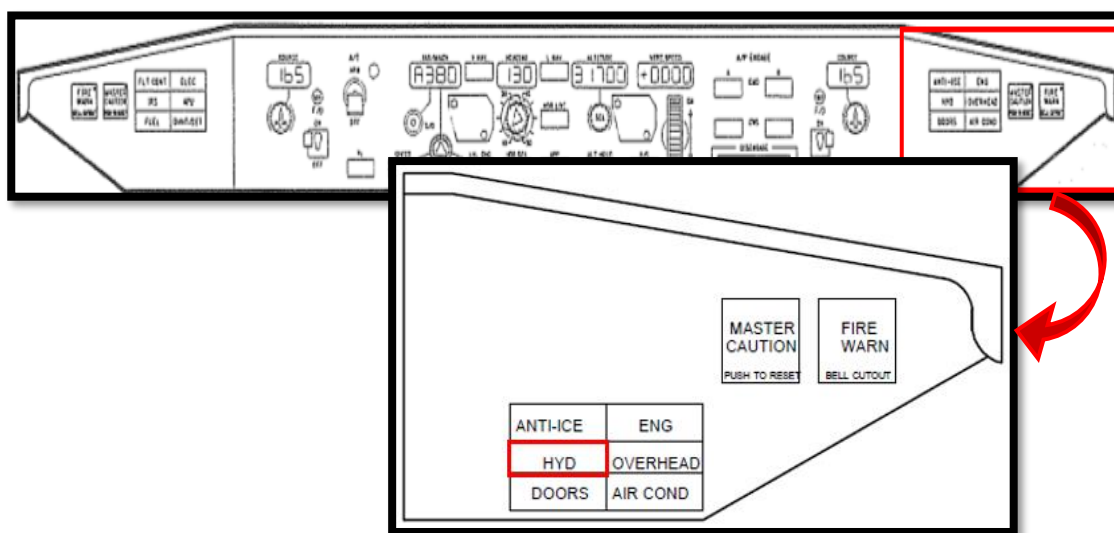
*Nota.* Esta tabla muestra la descripción de los indicadores de cantidad y presión del sistema hidráulico y sus límites de tolerancia. Tomado de Technical Training Manual B 737 – 300/400/500 - ATA 29 – Hydraulic Power (p. 10), por Lufthansa and LAN, (2005)

#### 2.6.3.4. Right Light Shield Panel – Luces de advertencia del sistema hidráulico (P7)

Las luces de advertencia del sistema hidráulico se encuentran también ubicadas en el panel P7, sección derecha, de la aeronave. Estas luces se encienden también a la par con las luces de baja presión y sobre temperatura de los paneles de control P5 del sistema como una advertencia más visible para los pilotos de la aeronave cuando existe una detección de los parámetros anteriormente mencionados. Luces de Precaución y luces de que existe un indicio de incendio en el sistema se muestran en este panel. (Lufthansa & LAN, 2005)

**Figura 41**

*Glareshield panel p7 – hydraulic warning lights – lado derecho*



*Nota.* El gráfico representa el panel P7 de la aeronave y señala las luces de advertencia de algunos sistemas incluido el hidráulico de su lado derecho. Adaptado de Technical Training Manual B 737 – 300/400/500 - ATA 29 – Hydraulic Power (p. 9), por Lufthansa and LAN, (2005)

#### 2.6.4. Ubicación de los componentes del sistema hidráulico de la aeronave Boeing 737 – 500

La mayoría de los componentes o sus componentes prioritarios de control y monitoreo del sistema se encuentran en los pozos de los trenes de aterrizaje principales de la aeronave. Las bombas de motor, que son parte del sistema hidráulico también, cada una se encuentra en las cajas de accesorios de engranajes de sus motores tanto del izquierdo como del derecho. (Lufthansa & LAN, 2005)

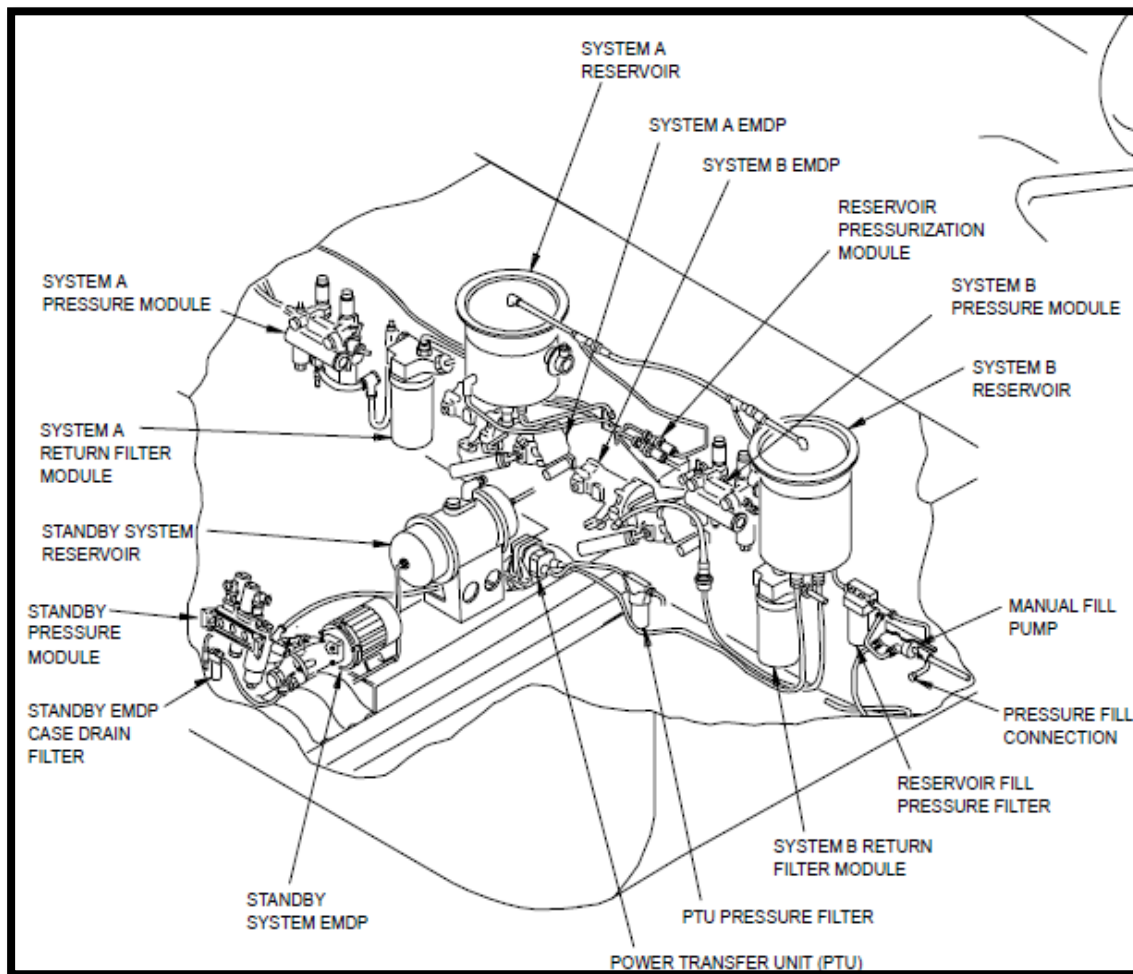
Los tres sistemas con los que cuenta la aeronave; sistema A, B, y Standby trabajan bajo un fluido presurizado nominal de 3000 psi de forma independiente. Principalmente, como se ha hecho ya mención, la aeronave trabaja con los sistemas A y B como sus prioritarios dentro de sus labores. Estos sistemas cada una independientemente cuentan con dos tipos de bombas, una bomba eléctrica que trabaja con 115v y una bomba de motor que se encuentra cada una en el motor tanto derecho como izquierdo de la aeronave. La bomba eléctrica con la que trabaja el sistema Standby se encuentra ubicada también en los mismos pozos del tren en la viga de su estructura principal llamada keel beam (Lufthansa & LAN, 2005)

La mayoría de los componentes de este sistema como detallada Lufthansa, and LAN (2005) se encuentran ubicados en los pozos de los trenes de aterrizaje principal de la aeronave. Estos componentes que se encuentran en este lugar, consisten de:

- Bombas de motor eléctricas del sistema A y B
- Válvulas de cierre (shutoff valves) del sistema A y B
- Reservorios de los sistemas A, B, y Standby
- Módulos de presión de los sistemas A, B, y Standby
- Módulos de filtro de retorno de los sistemas A y B
- Reservorio manual con bomba de llenado
- Servicio de filtro y conexión de llenado de presión

**Figura 42**

*Ubicación de componentes del sistema hidráulico en la aeronave Boeing 737 – 500*



*Nota.* El gráfico representa la ubicación de los componentes del sistema hidráulico en la aeronave Boeing 737 – 500. Tomado de Technical Training Manual B 737 – 300/400/500 - ATA 29 – Hydraulic Power (p. 15), por Lufthansa and LAN, (2005)

### **2.6.5. Sistemas Hidráulicos A y B**

El sistema hidráulico A es uno de los dos sistemas que se utilizan a tiempo completo cuando la aeronave se encuentra en vuelo. Este sistema es utilizado para el funcionamiento de sistemas como los trenes de aterrizaje de la aeronave, el empuje de reversa, y aproximadamente para la mitad de sus superficies de control de vuelo en su desempeño. (Lufthansa & LAN, 2005)

El sistema hidráulico B de la aeronave proporciona fluido hidráulico a una presión de 3000 psi para (de una misma manera que el sistema A) en parte a las superficies de control de vuelo, trenes de aterrizaje y el sistema de empuje de reversa de la aeronave. (Lufthansa & LAN, 2005)

Como detalla Lufthansa and LAN (2005) en su manual técnico de entrenamiento: los sistemas hidráulicos A y B con una mayor descripción de los mismo se puede determinar con claridad que operan cada uno los siguientes sistemas en la aeronave:

Sistema A:

- Trenes de aterrizaje
- Dirección de la rueda de nariz
- El empuje de reversa izquierda (thrust reverse)
- Alerones
- Elevadores
- Rudder
- Spoilers de vuelo 3 y 6
- Spoilers de tierra
- Frenos alternos
- Unidad de Transferencia de Poder (PTU)

Sistema B:

- Los frenos de las ruedas principales
- El empuje de reversa derecho
- Alerones
- Elevadores
- Rudder
- Spoilers de vuelo 2 y 7
- Flaps del borde de salida del ala
- Flaps y Slats del borde de ataque del ala
- Retracción alternativa de los trenes de aterrizaje
- Dirección alternativa de la rueda de nariz

Algunas características adicionales muy relevantes de los sistemas tanto A como B y que se detalla en el manual de Technical Training ATA 29 Hydraulic power, por Lufthansa y LAN (2005) hace referencia a las siguientes:

- Tanto el sistema Hidráulico A y B trabajan con dos bombas. Una bomba de motor que se encuentra en el motor izquierdo para el sistema A y derecho para el sistema B de la aeronave y una bomba de motor eléctrica que trabaja con 115v para cada uno de la misma manera.
- También, en los dos sistemas cuenta con una válvula de cierre (shutoff valve) y su motor de operación de 28v de corriente continua que se encuentra ubicada entre el reservorio principal de los sistemas y su bomba de motor permitiendo el paso del fluido hidráulico o a su vez cerrando el paso por completo.
- Cuando se accionan las manijas de fuego 1 o 2 desde la cabina de vuelo de la aeronave direccionas ya sea al sistema A o B, la válvula de cierra (shutoff) mencionada con anterioridad bloqueará el paso de fluido hidráulico por completo en los sistemas.
- Tanto el sistema A como B trabajan con una misma presión de 3000 psi de salida en su fluido hidráulico.
- El fluido presurizado de salida es enviado a un módulo de presión. Este módulo de presión contiene: filtros de presión, interruptores de baja presión, válvulas check, y válvulas de presión de alivio.
- El enfriamiento y lubricación del fluido de las bombas de los sistemas es realizado por un intercambiador de calor antes de que el mismo ingrese a sus reservorios.
- El fluido de retorno que ha sido usado en los sistemas es primeramente direccionado hacia un módulo de retorno antes de llegar a los reservorios.
- La cantidad de fluido de los sistemas se refleja en un manómetro mecánico en los reservorios de los mismos o desde la cabina de control de la aeronave en los paneles P3 o P2.
- Las bombas de los sistemas son controladas por Switches de control en la cabina de vuelo en el panel P5 o overhead panel.
- La presión de cada bomba es monitoreada por interruptores individuales que se encuentran en el módulo de presión del sistema y que en el caso de existir una baja presión es transferida esa señal hacia sus indicadores de baja presión en cabina encendiéndose las luces ambar.

- Las bombas de motor eléctrico se encuentran monitoreadas también a propensas sobre temperaturas que pueden suscitarse.
- La presión de salida del módulo de presión de los sistemas es llevada hacia un transmisor de presión que marcará la presión total en la que se encuentra el sistema y a su vez enviará esa información a los paneles indicadores de presión en cabina P3 o P2.

Después de haber detallado las características de los sistemas hidráulicos principales tanto A como B, se adjunta en la sección de anexos de esta investigación sus respectivos gráficos del funcionamiento independiente y control de cada uno, sistema A (anexo A) y sistema B (anexo B) respectivamente.

#### **2.6.6. Sistema Standby**

El sistema standby de la aeronave como dice Lufthansa y LAN (2005) en su instrucción técnica: solamente entra en funcionamiento cuando lo es realmente requerido y opera los siguientes sistemas:

- Operación alternativa para el Rudder
- Extensión de los Flaps y Slats del borde de ataque del ala
- Los dos sistemas de empuje de reversa izquierdo y derecho

El sistema standby para su almacenamiento, presurización, y distribución de su fluido todos sus componentes se encuentran ubicados en los pozos de los trenes de aterrizaje principal de la aeronave en una viga estructural principal llamada keel beam. Componentes tales como: su reservorio con entrega variable, filtros, bomba de desplazamiento positivo, y su módulo de presión se encuentran ubicados en este lugar. (Lufthansa & LAN, 2005)

El control y monitoreo del sistema se lo realiza desde la cabina de vuelo de la aeronave desde su panel P5 o overhead panel específicamente en el panel de controles de vuelos. La bomba del sistema puede ser accionada mediante tres switches protegidos que se encuentran en este panel y de esta manera se activa el sistema standby o también este sistema puede encontrarse activo de manera automática cuando al menos uno de los sistemas ya sea A o B en momentos de operación de la aeronave dejan de funcionar, cuando los flaps del ala no realizan su movimiento a la posición up, o cuando la aeronave se encuentra ya en movimiento a más de 60 nudos y uno de sus sistemas sea A o B tienen el switch en el panel de controles de vuelo activado. (Lufthansa & LAN, 2005)

El fluido presurizado del sistema se envía a un módulo de sistema hidráulico standby. También, este sistema trabaja con dos válvulas de cierre (shutoff valves) y una válvula de alivio de presión. Una luz de color ambar de baja cantidad de fluido hidráulico del sistema se encenderá en el panel de controles de vuelo P5 de la aeronave cuando exista un nivel del 50 por ciento o menos en el reservorio del sistema. Esta luz se encuentra conectada con un interruptor medidor de cantidad en el reservorio. De la misma manera para cuando existe una baja presión en el sistema, una luz de color ambar se encenderá en el panel de controles de vuelo P5. El detector y transmisor de esta señal se encuentra en el módulo standby y solamente encenderá cuando el sistema se encuentre activo y exista una baja presión en el mismo. (Lufthansa & LAN, 2005)

Después de haber detallado el concepto y funcionamiento del sistema hidráulico standby, se adjunta en la sección de anexos de esta investigación un gráfico del funcionamiento y control del sistema standby en el anexo C.

#### **2.6.7. Unidad de Transferencia de Potencia (PTU)**

La unidad de Transferencia de Potencia (PTU) es un ensamblaje de distribución de presión hidráulica con bombas de motor. Este sistema se encuentra operativo como una fuente alternativa de presión para operaciones de autoslat de la aeronave, o para accionamiento de los dispositivos del borde de ataque del ala para cuando la bomba de motor de distribución del sistema B deje de funcionar. (Lufthansa & LAN, 2005)

El PTU se encuentra ubicado en la viga estructural de la aeronave llamada keel beam localizada en los pozos de los trenes de aterrizaje principal de la aeronave un poco más delante del reservorio del sistema standby. También, en este mismo lugar se encuentra filtros de presión y un motor de la válvula de control del sistema. (Lufthansa & LAN, 2005)

La unidad de transferencia de potencia consiste en un motor hidráulico y una bomba hidráulica que se encuentra cubiertas por la estructura externa de la unidad y a su vez están unidas por medio de un eje de transmisión. El motor hidráulico trabaja a 9.8 galones por minuto (gpm) a una presión de 2400 psi para que el mismo pueda proporcionar a la bomba una salida de 6.5 gpm como mínimo a una presión mínima también de 2400 psi. El fluido antes del ingreso al motor hidráulico pasa por un limitador de fluido y una válvula de control. (Lufthansa & LAN, 2005)



El sistema PTU utiliza la presión del sistema hidráulico A para mover el fluido del sistema hidráulico B en casos que lo requiera, sin que entre ellos haya una transferencia de fluidos entre sus sistemas. (Lufthansa & LAN, 2005)

Una vez que se ha detallado el funcionamiento de una Unidad de Transferencia de Potencia y las situaciones en las que esta podría intervenir en el sistema hidráulico de la aeronave, se adjunta en la sección de anexos de esta investigación un gráfico de su funcionamiento y control en el anexo D.

## **2.7. Dispositivos de entrenamiento y simulación de vuelo - FSTD (Clasificación y Calificación)**

### **2.7.1. Introducción de los inicios de un FSTD**

Los grandes y significativos avances tecnológicos han permitido que el entrenamiento en simuladores de vuelo para el personal aeronáutico tales como pilotos, tripulantes, entre otros, sea de mayor alcance y con mejores resultados de aprendizaje. También, hay que tomar en cuenta la complejidad en los costos que conlleva un entrenamiento en una aeronave real, y el ambiente adecuado necesario para su operación, todo esto ha llevado a que los simuladores de vuelo tengan una mejor acogida para ser utilizados como una herramienta de entrenamiento. Los simuladores de vuelo también pueden proporcionar un entrenamiento más profundo de escenarios que pueden darse en una aeronave real. Finalmente, el entrenamiento en simuladores de vuelo brinda a la tripulación practicante seguridad total, reducción de costos, y adicionalmente colabora con el cuidado del medio ambiente al no consumir algún tipo de combustible real. (FAA, 1991)

Mientras que la tecnología como el entrenamiento en simuladores de vuelo iban progresando en su capacidad, de la misma manera la Federal Aviation Administration, Autoridad Aeronáutica de los Estados Unidos de América, se encargaba de crear nuevas regulaciones para los mismos y para sus programas de entrenamiento. De manera parcial, los simuladores de vuelo ya eran considerados como una herramienta de entrenamiento de vuelo semioficial en los años 1950. Una de los grandes reconocimientos para los Dispositivos de entrenamiento y simulación de vuelo fue en los años 1970. Finalmente, para los Estados Unidos de América en 1973 se permite oficialmente y de forma regulada el uso de simuladores visuales. (FAA, 1991)

En 1980, se emite una nueva regulación donde se detalla el permiso de simuladores para maniobras como las de aterrizaje de una aeronave siendo así un logro significativo para los

mismos. Se creó también, en ese mismo año, un Plan Avanzado para la Simulación de Vuelos y a su vez un Programa Nacional de Evaluación de Simuladores de los Estados Unidos de América. (FAA, 1991)

## **2.7.2. Clasificación estándar de Simuladores de Vuelo**

### **2.7.2.1. Simulador de Aeronave**

Un simulador de aeronave hace referencia a un modelo o réplica exacta de la cabina de vuelo de una aeronave o serie, de sus componentes, instrumentos, y equipos que conforman esta cabina principal. Incluye también, un software de computadora que permite simular los eventos de una aeronave tanto en tierra como en vuelo creando así un ambiente de iguales condiciones que en lo real, inclusive hasta en la vista proyectada por fuera de la cabina. Cuenta con su propio sistema de movimiento de tres ángulos libres y debe cumplir con los requisitos mínimos del nivel A en la categoría de simuladores de aeronaves. (FAA, 1991)

Como detalla la Federal Aviation Administration en su Directiva de Asesoramiento AC-120 – 40B (FAA, 1991), los niveles determinados dentro de este tipo son:

- Nivel A – Visual
- Nivel B - Fase I
- Nivel C – Fase II
- Nivel D – Fase III

### **Figura 43**

*Cabina de entrenamiento de un simulador de aeronave*



*Nota.* El gráfico representa la parte exterior de un simulador de aeronave Boeing 737. Tomado de artículo web – Tinggly, Lithuania, (2014)

### **2.7.2.2. Dispositivo de entrenamiento y simulación de vuelo**

Un dispositivo de entrenamiento y simulación de vuelo es una réplica a escala de la cabina de vuelo de una aeronave, de sus componentes, instrumentos, equipos, paneles, y de sus controles en la cabina ya sea esta con un diseño al aire libre (abierto), o en una estructura de forma compacta y cerrada. Incluye también, dentro de este diseño, un software computarizado que permita simular cualquier tipo de evento de la aeronave ya sea que se encuentre en tierra como en vuelo. Es importante recalcar que este tipo de dispositivo de entrenamiento y simulación no requiere de ningún tipo de fuerza o movimiento que acompañe su desempeño o funcionamiento. (FAA, 1991)

Como detalla la Federal Aviation Administration en su Directiva de Asesoramiento AC-120 – 40B (FAA, 1991) los niveles determinados dentro de este tipo son:

- Nivel 1 – Se encuentra actualmente discontinuados
- Nivel 2 – Son de tipo genérico, no representan a una aeronave en específico
- Nivel 3 - Son de tipo genérico, no representan a una aeronave en específico
- Nivel 4 – Representación de un tipo de aeronave en específico
- Nivel 5 - Representación de un tipo de aeronave en específico, características mayores a las del nivel 4
- Nivel 6 - Representación de un tipo de aeronave en específico, características mayores a las del nivel 5
- Nivel 7 – Representación de un tipo de aeronave en específico, características mayores a las del nivel 6

#### **Figura 44**

*Cabina interior de un dispositivo de entrenamiento y simulación de vuelo*



*Nota.* El gráfico representa la cabina de vuelo interior de un dispositivo de entrenamiento y simulación de vuelo. Tomado de artículo web – PacSim, por Generic PS2.5, (2010)

### **2.7.3. Regulaciones para dispositivos de entrenamiento de simulación de vuelo – RDAC 60 – DGAC**

#### **2.7.3.1. Utilización de un dispositivo de instrucción para simulación de vuelo**

Según el apartado 60.115 de la RDAC 60 (2019) determina que: ningún personal o tripulante de cabina podrá utilizar o permitir el uso de un FSTD para fines de evaluación, instrucción, o de obtención de experiencia a menos que dichos dispositivos cumplan con los procedimientos QPS específicos para cada uno de ellos, los cuales son:

- (a) Tenga un solo explotador calificado y que este pueda llegar a acuerdos para que a su FSTD se le proporcione de adecuadas inspecciones, reparaciones y mantenimientos permanentes y cuente con la presentación de documentos actualizados. (DGAC, 2019)
- (b) Esté calificado como lo descrito en la certificación de calificación
- (c) Que mantenga su calificación a través de las adecuadas inspecciones y evaluaciones continuas, mantenimientos, y cumpliendo con todos los requisitos de uso de los QPS.
- (d) Que su funcionalidad diaria de software y hardware dentro de la instrucción, evaluación y experiencia de vuelo para los tripulantes de cabina sea bajo las mismas condiciones registradas e inspeccionadas por la AAC, y si en caso de surgir algún

cambio en una de ellas deberá realizarse bajo los parámetros especificados en esta regulación. (DGAC, 2019)

- (e) Y finalmente deberá operar bajo las condiciones descritas como detalla en el apartado 60.245 de esta normativa.

### **2.7.3.2. Requisitos de Calificación Inicial**

Cada explotador de un FSTD, deberá presentar a la AAC una solicitud de manera escrita donde especifique el tipo de simulador y su nivel para que este pueda entrar en un proceso de evaluación y calificación. En adicional, con esta solicitud se deberá presentar también su programa estructurado de instrucción bajo la guía de los QPS aplicables para su modelo. (DGAC, 2019)

Según lo descrito en el literal (b) de este apartado 60.210 de la RDAC (2019) sobre los requisitos iniciales de calificación para un FSTD se determina que: deberá contar con un representante administrativo el cual pueda dar consentimiento y confirmar el cumplimiento de las siguientes condiciones:

- (1) Que el rendimiento y las características del FSTD se encuentren en un rango de operación normal dentro del grupo especificado de aeronave para la cual se llevará a cabo su desempeño. Este procedimiento debe ser realizado y comprobado por un piloto o pilotos que cumplan con los requisitos especificados de esta sección. (DGAC, 2019)
- (2) Los sistemas o subsistemas del Dispositivo de entrenamiento y simulación de vuelo (FSTD) deberán ser idénticos a las de su aeronave o grupo de aeronaves y encontrarse en un estado cien por ciento funcional. (DGAC, 2019)
- (3) La persona que realizar estas pruebas y determinaciones deberá siempre ponerse a disposición de la AAC cuando la misma lo requiera.
- (4) La cabina de vuelo deberá representar su estilo, marca o modelo de la misma forma como la de sus series de aeronaves a las que representa. Esta evaluación deberá ser realizada por un piloto que cumpla con los requisitos determinados en esta sección o por un personal entrenado para la configuración de la aeronave simulada. (DGAC, 2019)

También, hay que tomar en cuenta que cada FSTDs deberá ser evaluado con los requisitos que se encuentren vigentes en el momento. Sin embargo, como detalla en el literal (c), subpuntos (1), (2), (3), (4), (5) de esta regulación RDAC 60 (2019):

- (1) Si la AAC realiza una nueva publicación o un cambio en los requisitos vigentes para las respectivas evaluaciones de calificación inicial, el explotador podrá solicitar nuevamente a la AAC que su proceso pueda ser evaluado con los requisitos que estuvieron vigentes en el momento que realizó su primera emisión de pedido para su FSTD. (DGAC, 2019)
- (2) Esta notificación realizada por el explotador deberá contar con los siguientes datos específicos de su FSTD los cuales son: nivel de calificación esperado, la marca, modelo o series de la aeronave simulada. (DGAC, 2019)
- (3) Otro tipo de instrumentos o procedimientos como pruebas o tolerancias podrán ser solicitados por el explotador al momento de su evaluación de requisitos de calificación iniciales. (DGAC, 2019)
- (4) Los estándares de evaluación los cuales fueron utilizados en su calificación inicial deberán seguir siendo utilizados en las evaluaciones consecuentes de su FSTD y sus futuras calificaciones. (DGAC, 2019)
- (5) El explotador de un FSTD puede aplicar también, a una desviación de los requisitos aplicados en su calificación generando una solicitud a la AAC de aprobación en lo que respecta a su desviación. Esta solicitud deberá estar muy bien sustentada y con sus respectivas justificaciones las cuales garanticen que tal desviación cumple con las expectativas y requisitos detallados en esta sección o sobre pasa a los mismos. Inclusive estas desviaciones pueden estar sustentadas o emitidas del mismo fabricante del FSTD. (DGAC, 2019)

Adicionalmente, en el literal (d) de esta sección en la regulación RDAC 60 (2019) hace mención a: que el piloto que realice la declaración de todas las evaluaciones y pruebas realizadas en la aeronave simulada, es decir, en su FSTD, deberá cumplir con lo siguiente:

- Haber sido asignado por el explotador
- Y deberá estar calificado para la aeronave o grupo de aeronaves simuladas o para una aeronave de tamaño y características similares en el caso de modelos de aeronaves que no cuenten con certificaciones de tipo otorgadas por la AAC.

Finalmente, las personas que se encuentren encargadas del dispositivo de entrenamiento y simulación de vuelo (FSTD) deberán permitir a la AAC cuando la misma lo amerite y por el tiempo que sea requerido, el acceso al simulador para realizar las respectivas evaluaciones y pruebas tanto objetivas como subjetivas y de esta manera pueda ser emitido su certificación inicial. (DGAC, 2019)

Una vez que esta certificación inicial del FSTD haya sido aprobada por la AAC, se remitirá la siguiente documentación en conjunto con la misma como se detalla en el apartado 60.210 de la regulación RDAC 60 (2019):

- Identificación del explotador
- Identificación de marca, modelo y series del grupo de aeronaves o aeronave
- Identificación de configuración de la aeronave o grupo de aeronaves a ser simuladas
- Una declaración que califique al FSTD como un simulador de vuelo.
- Una identificación de su nivel de calificación de FSTD, y
- Una declaración como una guía en el caso de que exista una desviación en su FSTD

#### **2.7.3.3. Operación de un FSTD con componentes faltantes, inoperativos o con un mal funcionamiento**

Dentro de esta regulación RDAC 60 (2019) como lo detalla en su apartado 60.245 se determina que: ninguna persona podrá hacer uso de un Dispositivo de Entrenamiento y Simulación de Vuelo FSTD, ni realizar una descripción falsa de la configuración, partes o componentes del mismo para fines de aprobar los requisitos de evaluación y pruebas para su certificación, ni tampoco se podrá impartir instrucción estando en condiciones de malfuncionamiento o componentes requeridos faltantes dentro de sus sistemas o inoperativos.

#### **2.7.3.4. Requisitos específicos de cumplimiento para un simulador de vuelo (FFS)**

Ningún dispositivo de entrenamiento y simulación de vuelo serán aceptados por la AAC para calificación inicial o recalificación en las categorías de Clase A, B, C o D, a menos de que los mismos cumplan con los componentes instalados y equipos necesarios y requeridos dentro de esta normativa a fin de que se pueda garantizar un entrenamiento en óptimas condiciones. (DGAC, 2019)

#### **2.7.3.5. Aceptación de la calificación de un dispositivo de instrucción para simulación de vuelo por parte de la Autoridad de Aviación Civil**

Una evaluación y calificación de un FSTD que se encuentre o se haya realizado en otro Estado Contratante dentro de los parámetros establecidos en los convenios de Aviación Civil Internacional, podrá ser avalado por la AAC del Estado Ecuatoriano siempre y cuando cumpla con los requisitos y limitaciones de su calificación bajo la cual se encuentre registrado. Todo este procedimiento de reconocimiento del FSTD y su calificación podrá ser evaluado por el mismo personal de la AAC. A menos de que no cuente con el personal especializado para dicho FSTD, la AAC solo se apegará y tomará las evaluaciones y calificaciones iniciales por su estado contratante. (DGAC, 2019)

En adicional a lo dicho anteriormente, la AAC podrá, sin perjuicio alguno, realizar las respectivas pruebas y evaluaciones las veces que ellos consideren necesario dentro de este FSTD proveniente de un Estado Contratante e inclusive emitir nuevas restricciones para el mismo. (DGAC, 2019)



## CAPÍTULO III

### 3. Desarrollo del tema

#### 3.1. Preliminares

Dentro de este capítulo se detalla el proceso llevado a cabo para el cumplimiento al alcance final del presente proyecto el cual determina garantizar un chequeo operacional en el sistema hidráulico A, B, y Standby en el simulador de vuelo de la aeronave Boeing 737 – 500 y de esta forma presentar este sistema completo y funcional a los estudiantes y docentes de la carrera de Tecnología en Mecánica Aeronáutica donde será posible realizar tareas de mantenimiento como las de una inspección o chequeo funcional del sistema así también aplicar procedimientos de casa fallas, familiarización de switches e indicaciones de luces en el sistema, entre otros tipos de práctica o entrenamiento que podrán ser desarrollados en el mismo. Adicionalmente, en sí todo el reacondicionamiento que se realiza a todos los sistemas principales del simulador de vuelo Boeing 737 – 500 formarán parte de la enseñanza teórica – practica de los estudiantes para que sus resultados de aprendizaje sean mayores en lo referente a la familiarización de sistemas de una aeronave comercial.

#### 3.2. Medidas de Seguridad

Los siguientes ítems aplicables, respetando las normas de seguridad establecidas, fueron requeridos e indispensables para salvaguardar la vida de cada estudiante y disminuir el nivel de gravedad o riesgo que pudo haber existido en el desarrollo y la ejecución de este proyecto técnico, los cuales son:

Ítems del proceso estructural exterior de la cabina de vuelo:

- Overol de trabajo
- Botas de trabajo puntas de acero
- Gafas protectoras
- Guantes de trabajo
- Guantes para soldar
- Mascarilla de trabajo
- Máscara de soldar

Ítems del proceso electrónico interior de la cabina de vuelo:

- Overol de trabajo
- Botas de trabajo
- Brazaletes antiestático

Las señaléticas de seguridad dentro de las instalaciones de la Universidad y las instrucciones de uso de los equipos eléctricos y electrónicos, de sus componentes, en otras partes que conforma este simulador de vuelo fueron parte también de las medidas de seguridad y de las precauciones tomadas para el desarrollo práctico de este proyecto.

### 3.3. Herramientas y Equipos

**Tabla 9**

*Herramientas generales utilizadas en el proyecto técnico*

<b>Herramientas</b>	<b>Descripción</b>
Escalera	Estructura de 2mts de altura utilizada para los procedimientos de pintura y decapado.
Amoladora	Herramienta eléctrica utilizada para cortes en los materiales de aluminio y acero.
Taladro	Herramienta eléctrica utilizada para realizar agujeros en los distintos materiales.
Remachadora	Herramienta manual utilizada para accionar los remaches en la sujeción de láminas o piezas.
Pistola de aire	Herramienta utilizada para la distribución de pintura en el proceso de pintado.

*Nota.* Esta tabla representa las herramientas utilizadas de forma general en el proceso tanto interno como externo de la cabina de vuelo de Boeing 737 – 500.

**Tabla 10**

*Equipos e instrumentos utilizados en el proyecto técnico*

<b>Equipos e Instrumentos</b>	<b>Descripción</b>
Compresor neumático	Compresor de aire utilizado en el proceso de pintura estructural de la cabina de vuelo.
Soldadora	Máquina para realizar el proceso de suelda en los materiales de acero.

<b>Equipos e Instrumentos</b>	<b>Descripción</b>
Multímetro	Instrumento utilizado para la medición de corriente, potencia, amperaje y resistencia.
Cautín	Instrumento eléctrico utilizado en el proceso de solda con estaño.

*Nota.* Esta tabla representa los equipos e instrumentos utilizados en el proceso de ensamblaje y montaje de la cabina y simulador de vuelo Boeing 737 – 500.

### 3.4. Materiales

**Tabla 11**

*Materiales eléctricos – electrónicos utilizados en el proyecto técnico*

<b>Materiales eléctricos – electrónicos</b>	<b>Descripción</b>
Arduino MEGA	Microcontrolador digital de 54 pines de entrada y de salida, de 16 entradas analógicas. Consta de un conector USB y un conector de alimentación.
Arduino UNO	Microcontrolador digital de 16 pines de entrada y de salida, de 6 entradas analógicas. Consta de un conector USB y un conector de alimentación.
Arduino NANO	Arduino de base microcontroladora de 3.3.V. Cuenta con 14 pines digitales de entrada y de salida, 6 entradas analógicas, y una entrada de conector mini USB.
Multiplexores	Multiplexor CD74HC4067 controlador de dispositivos con un menor número de entradas y de salidas. Consta de 16 canales bidireccionales.
Displays de Leds	Max7219 Display Module. De 7 segmentos con visualización de números del 0 al 9.
Servomotores	Tipo de motor especial utilizado para el control de una posición de eje (de ángulo) y con capacidad para mantenerse fijo (parar).
Switches	Switches de accionamiento de 2 y 3 posiciones.
Leds de alta intensidad	Diodos de alta luminosidad de colores: Rojo, verde, azul, y naranja (ambar).
Pulsadores	Dispositivos para desviar o interrumpir el pasa de la corriente eléctrica.

<b>Materiales eléctricos – electrónicos</b>	<b>Descripción</b>
Potenciómetros	Potenciómetros de 3, y 5 terminales. Resistor eléctrico con valor variable de resistencia, de 5k y 10k.
Interruptores (Selectores)	Permiten el paso de la corriente o la redireccionan hacia otro lugar o sentido en el circuito eléctrico. Se usó interruptores selectores de dos a tres posiciones.
Cables UTP	Cable UTP conductor de electricidad de cobre y flexible.
Cinta aislante	Cinta usada para aislar las conexiones de cables y uniones entre ellas.
Termo-encogibles	Aislante de alta calidad utilizado en las conexiones eléctricas y que mediante calor reduce su tamaño y se activa sus características aislantes.
Estaño para soldadura	Rollo de estaño para micro soldadura en las conexiones electrónicas.
Electric cleaner	Spray dieléctrico, no es un conductor de electricidad, no se corre el riesgo de dañar los componentes electrónicos y es un limpiador garantizado.
Pegamento para materiales	Pega instantánea para superficies en materiales como porcelana, metal, plástico o madera. (Brujita)
Caja de Breakers	Lugar donde reposa los breakers del circuito eléctrico y toda la protección para el mismo.
Breakers	Mecanismos de protección y seguridad eléctrica interrumpiendo la corriente del circuito en los casos de alteración de su tensión.
Cable eléctrico para 110v y 220v	Cable eléctrico para conexiones de luz para 110v y 220v.
Tomacorrientes	Tomacorriente para el paso de energía eléctrica de 110v.

*Nota.* Esta tabla representa los materiales eléctricos – electrónicos utilizados en el desarrollado para la renovación de la cabina y simulador de vuelo Boeing 737 – 500.

### 3.5. Traslado de la cabina de vuelo Boeing 737 – 500 al nuevo campus de la universidad

En el transcurso de los meses de octubre 2019 y febrero 2020, se realizó oficialmente el traslado de la cabina de vuelo Boeing 737 – 500 a las nuevas instalaciones de la Universidad, Campus Belisario Quevedo. El proceso de traslado de la cabina de vuelo se lo desarrolló con la ayuda de un camión grúa ya que era la manera más adecuada y eficiente para realizar un traslado de una estructura de tal magnitud y peso. Una vez que llegó la cabina de vuelo al nuevo campus de la Universidad se habilitó un lugar exclusivo en condiciones adecuadas y específicas con el fin del cuidado y la preservación de este simulador de vuelo. A continuación, en las siguientes imágenes se presenta como fue el proceso de traslado y asentamiento de la estructura de la cabina de vuelo.

#### Figura 45

*Traslado de la cabina de vuelo Boeing 737 – 500 al nuevo campus de la universidad*



*Nota.* Esta imagen muestra el traslado y el posicionamiento de la cabina de vuelo Boeing 737 – 500 en el nuevo campus de la universidad.

### 3.6. Proceso estructural de reacondicionamiento de la cabina de vuelo Boeing 737 – 500

El proceso estructural que se llevó a cabo en este proyecto con el fin de reparar, modificar, y pintar la estructura externa de la cabina de vuelo mejorando así su presentación y sus condiciones de acabados en las que esta cabina acogerá a todos los equipos y componentes de simulación de vuelo garantizando un lugar seguro para el desempeño de los mismos, a este proceso se lo puede dividir entre las siguientes etapas:

### 3.6.1. Reparaciones estructurales

Este proceso de reparación estructural de la cabina de vuelo Boeing consistió en completar la estructura faltante de los bordes inferiores de su cabina, ajustar y adecuar el morro o nariz de la aeronave el cual no se encontraba en la posición correspondiente, y también modificar partes específicas de su estructura de tal manera que las condiciones de su presentación sean renovadas por completo y que su diseño vaya acorde al diseño de una cabina de un simulador de vuelo Boeing 737 – 500. A continuación, se presenta unas imágenes del proceso de reparación estructural de la cabina de vuelo.

**Figura 46**

*Proceso de reparaciones exteriores de la cabina de vuelo Boeing 737 - 500*



*Nota.* Esta imagen muestra el proceso de reparación exterior realizado en la cabina de vuelo.

### 3.6.2. Decapado

Se realizó un proceso de decapado en la estructura de la cabina de vuelo de la aeronave Boeing donde se removió la pintura antigua de su superficie la cual constaba de tres capas que habían sido parte de su tratamiento de pintura anterior. Este proceso de remoción de pintura se lo realizó mediante lijas especiales muy finas y a su vez lijas de un mayor grosor con el fin de que pueda ser correctamente removida su pintura. Todo este proceso se realizó minuciosamente para preservar la estructura de la cabina de la aeronave y mejorar sus acabados externos. A continuación, se presenta en las siguientes imágenes el proceso de decapado realizado.

**Figura 47**

*Proceso de decapado externo de la cabina de vuelo Boeing 737 - 500*



*Nota.* Esta imagen muestra el proceso de decapado externo realizado en la cabina de vuelo.

### **3.6.3. Preparación previa al proceso de pintura**

En la preparación previa al proceso de pintura se realizó un chequeo visual de su estructura de tal manera que se pueda verificar si existe cualquier tipo de avería, grieta, o crack en la misma la cual podría convertirse en una amenaza para los equipos internos del simulador y ser una posibilidad muy propensa a la entrada o filtración de lluvia o acumulación de humedad en los interiores de la cabina de vuelo. Para evitar estos riesgos e inconvenientes, en las averías o grietas encontradas y en sus posibles fracturas se realizó una cubierta con masilla especial para estructuras. A continuación, en las siguientes imágenes se encontrará el proceso previo realizado antes de sus nuevas capas de pintura.

**Figura 48**

*Proceso de preparación previo al acabado de pintura*



*Nota.* Esta imagen muestra el procedimiento previo realizado al acabado final de pintura.

### 3.6.4. Pintura

Este proceso de pintura consistió en: una capa de primer para proteger el material de cualquier amenaza contra la corrosión, otra capa de pintura industrial anticorrosiva, y una capa de pintura industrial sintética como el acabado final de su estructura. En adicional, previo a este proceso de pintura se realizó una limpieza total de su superficie. Todo este trabajo de la parte exterior de la cabina de vuelo se desarrolló con el fin de que esta cabina pueda ser completamente hermética y que todos los equipos que componen este simulador de vuelo se encuentren en un ambiente seguro sin correr riesgo de ser expuestos a la humedad del ambiente o a filtración de agua debido a un clima lluvioso del lugar. A continuación, en las siguientes imágenes se podrá observar el acabado final de pintura correspondiente realizado.

**Figura 49**

*Procedimiento final de pintura realizado mediante capas de protección*



*Nota.* En esta imagen se muestra el proceso final de pintura realizado mediante capas.

**Figura 50**

*Apreciación final del acabado de pintura en la cabina de vuelo Boeing 737 - 500*

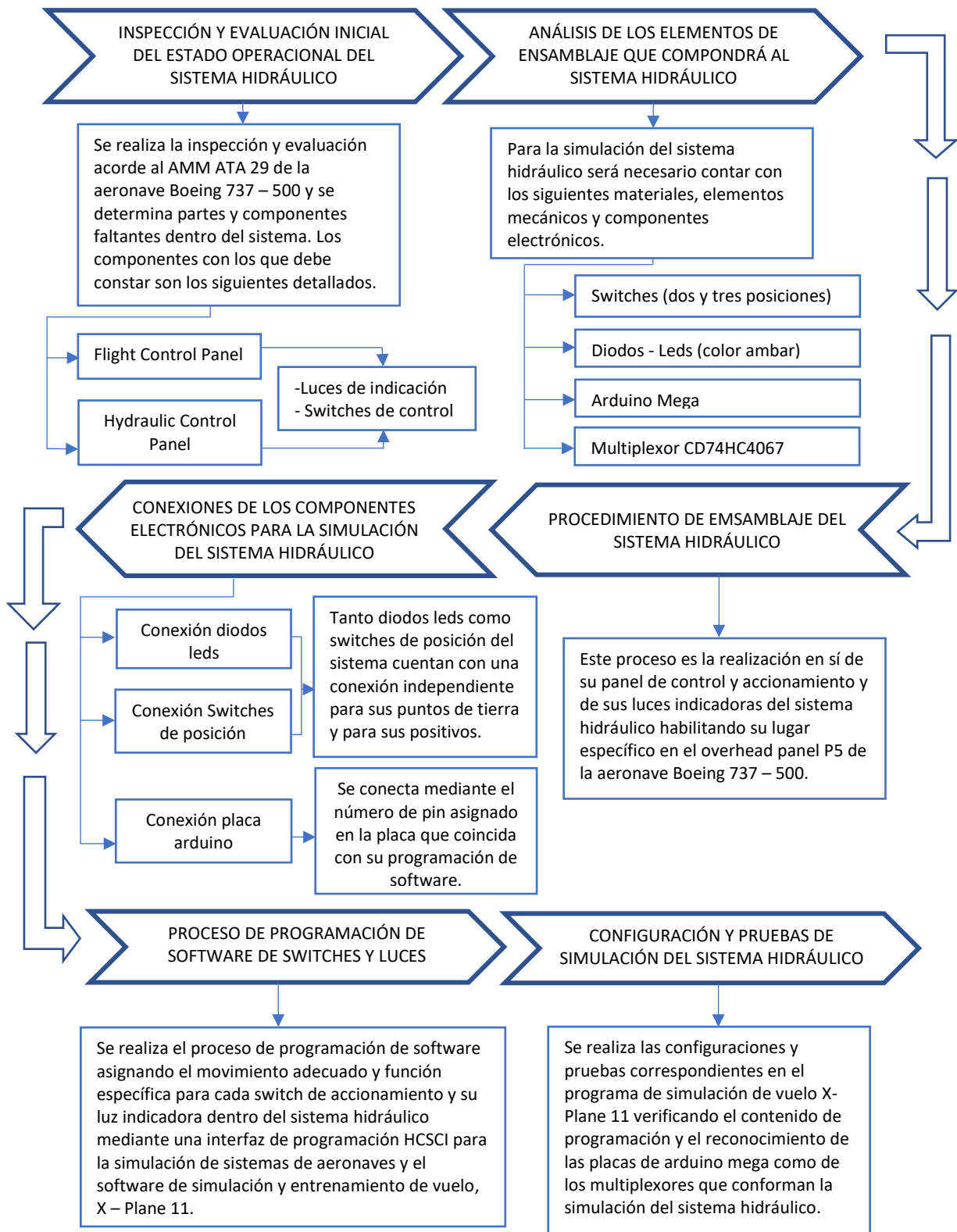


*Nota.* Esta imagen muestra el acabado final de pintura de la cabina de vuelo Boeing 737 – 500.



### 3.7. Proceso de reacondicionamiento interno de la cabina de vuelo Boeing 737 – 500

#### 3.7.1. Diagrama del proceso interno llevado a cabo para el ensamblaje del sistema hidráulico



### 3.7.2. Inspección y evaluación inicial del estado operacional del sistema hidráulico

Dentro de este proceso de inspección y evaluación del sistema hidráulico se tomó en cuenta los parámetros específicos correspondientes al estado operacional en los que se debe encontrar este sistema para su correcto funcionamiento como lo detalla el manual de mantenimiento en el ATA 29. Detalles como el funcionamiento y accionamiento independiente de los Sistemas A, B, y Standby que componen al mismo. La luz (ambar) indicadora de baja cantidad de fluido para el sistema Standby debe emitir su señal y encenderse bajo parámetros menores a 1.4 galones como lo indica el manual. Las luces (ambar) indicadoras de baja presión A, B, y Standby envían su señal de baja presión, según sus parámetros cuando la presión del sistema es menor a 1200 psi, y cuentan también con luces indicadoras de sobre temperatura. Todas estas descripciones de operación consideradas como requeridas por su fabricante y descritas en sus manuales no se hallaban en óptimas condiciones para responder en su totalidad a sus determinadas asignaciones dentro de la cabina en el estado y funcionamiento en el que se encontraba este sistema hidráulico en el antiguo simulador de vuelo de la Universidad. A continuación, se presentan unas imágenes de la inspección y evaluación previa realizada a este sistema hidráulico.

**Figura 51**

*Inspección y evaluación inicial del estado del sistema hidráulico*



*Nota.* Esta imagen muestra el proceso de inspección y evaluación del antiguo sistema hidráulico.

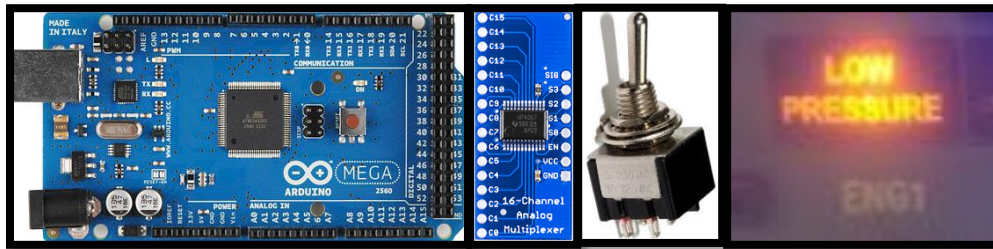
### 3.7.3. Análisis de los elementos de ensamblaje que compondrán al sistema hidráulico

Todos los elementos que componen este sistema hidráulico para su simulación dentro de los parámetros establecidos por el manual de la aeronave Boeing 737 – 500 son: Switches de

accionamiento para cada bomba de los sistemas A y B, bomba de motor y bomba eléctrica. Switches de accionamiento para el panel de control de vuelo (spoilers, yaw damper, flaps, y rudder). Dentro de la simulación de luces fue necesario diodos - leds de alta intensidad (color ambar) para las luces indicadoras de baja cantidad de fluido hidráulico, luces indicadoras de baja presión, y luces indicadoras de sobre temperatura. También, dentro de la programación y asignación del accionamiento de switches y encendido de luces fue necesario los componentes electrónicos tales como arduino mega, multiplexor CD74HC4067 con sus respectivas conexiones. A continuación, en las siguientes imágenes se presenta los elementos que componen el sistema hidráulico para su simulación.

**Figura 52**

*Análisis de los componentes para el ensamblaje del sistema hidráulico*



*Nota.* En esta imagen se muestra los componentes utilizados en el ensamblaje del sistema.

### **3.7.4. Procedimiento de ensamblaje del sistema hidráulico**

Este procedimiento se lo realiza tomando como referencia la ubicación y dimensiones de los paneles del sistema hidráulico, y de los demás paneles de sistemas que componen en sí el interior de la cabina de vuelo de una aeronave real Boeing 737 – 500 y sus características de diseño. Se utilizó en su procedimiento de ensamblaje tornillos con cabeza para llaves hexagonales, tuercas, y arandelas para su sujeción en cada esquina de sus paneles (overhead panel, paneles P1, P2, Y P3). Para el panel de pedestal se utilizó en cambio pernos de. Todo su ensamblaje, operación y funcionamiento ha sido desarrollado de tal manera que tanto pilotos como mecánicos aeronáuticos y cualquier otro personal relacionado al campo de aviación en general pueda realizar un entrenamiento y familiarización de la cabina de vuelo con las mismas características a las del modelo real de la aeronave que está siendo simulada. A continuación, se presenta una imagen del panel P5 o overhead panel mostrando el diseño de los paneles de la aeronave y su ensamblaje.

**Figura 53**

*Procedimiento de ensamblaje del sistema hidráulico en la cabina de vuelo Boeing*



*Nota.* En esta imagen muestra el proceso de ensamblaje del sistema en la cabina de vuelo.

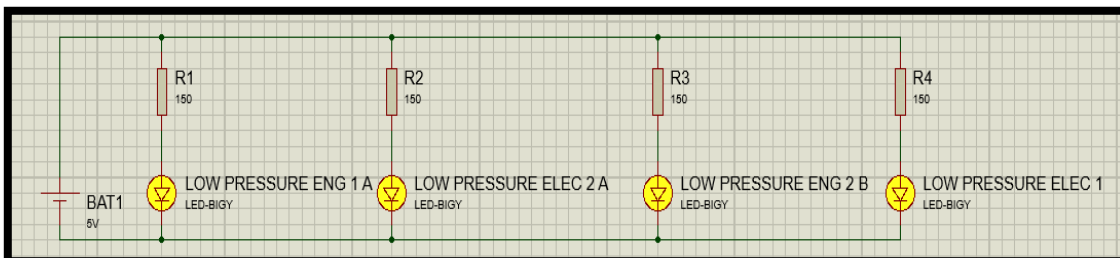
**3.7.5. Conexiones de los componentes electrónicos para la simulación del sistema hidráulico**

La conexión de componentes electrónicos en la simulación del sistema hidráulico se determinó y desarrolló bajo los siguientes parámetros de análisis y procedimientos:

- Este tipo de conexiones se realizó en paralelo por separado, es decir, existe un circuito en paralelo solo de luces donde comparten su tierra o negativo en común, y un circuito en paralelo solo de switches donde de la misma manera comparten su tierra o negativo en común.

**Figura 54**

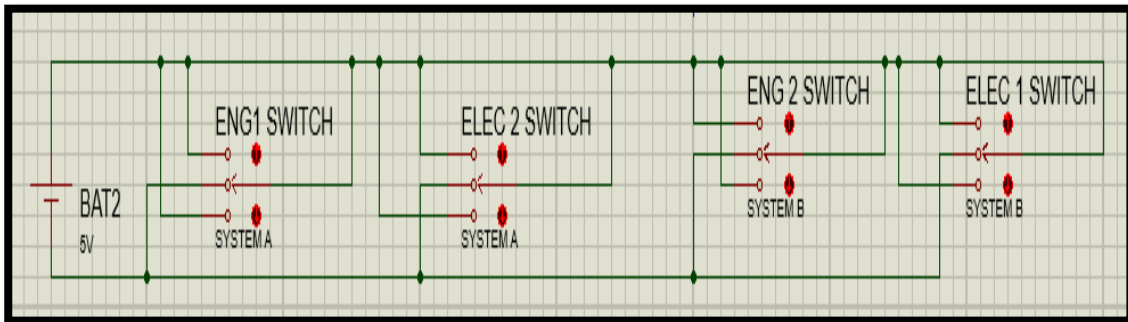
*Circuito simulado de la conexión de luces del sistema hidráulico*



*Nota.* En esta imagen se muestra el circuito simulado para la conexión de luces del sistema.

**Figura 55**

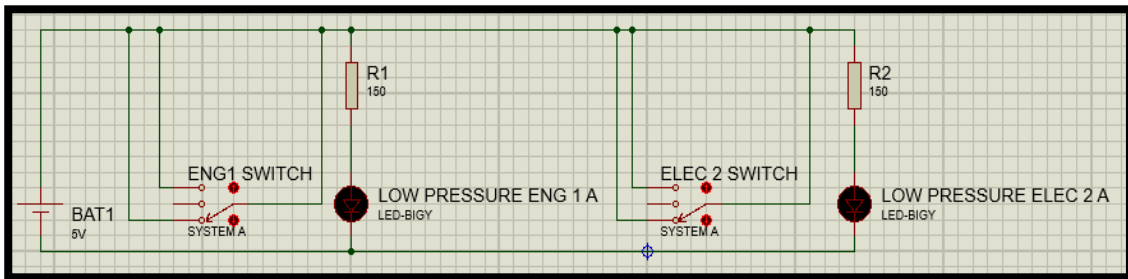
*Circuito simulado de la conexión de switches del sistema hidráulico*



*Nota.* En esta imagen se muestra el circuito simulado para la conexión de switches del sistema.

**Figura 56**

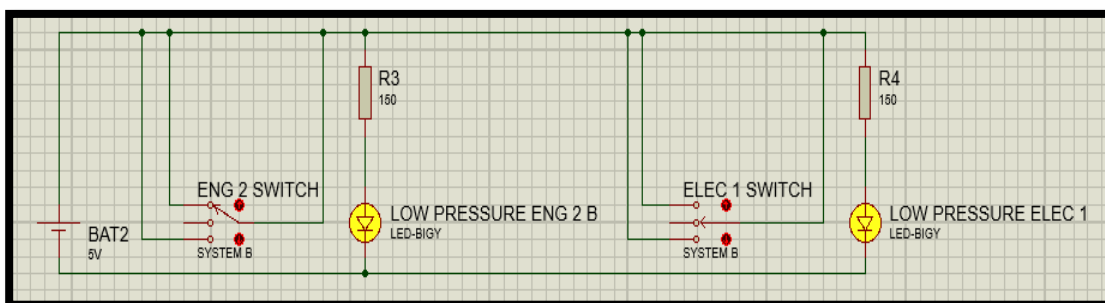
*Circuito simulado de la conexión de switches y luces del sistema hidráulico (off)*



*Nota.* En esta imagen se muestra un circuito simulado de switches y luces en posición OFF.

**Figura 57**

*Circuito simulado de la conexión de switches y luces del sistema hidráulico (on)*

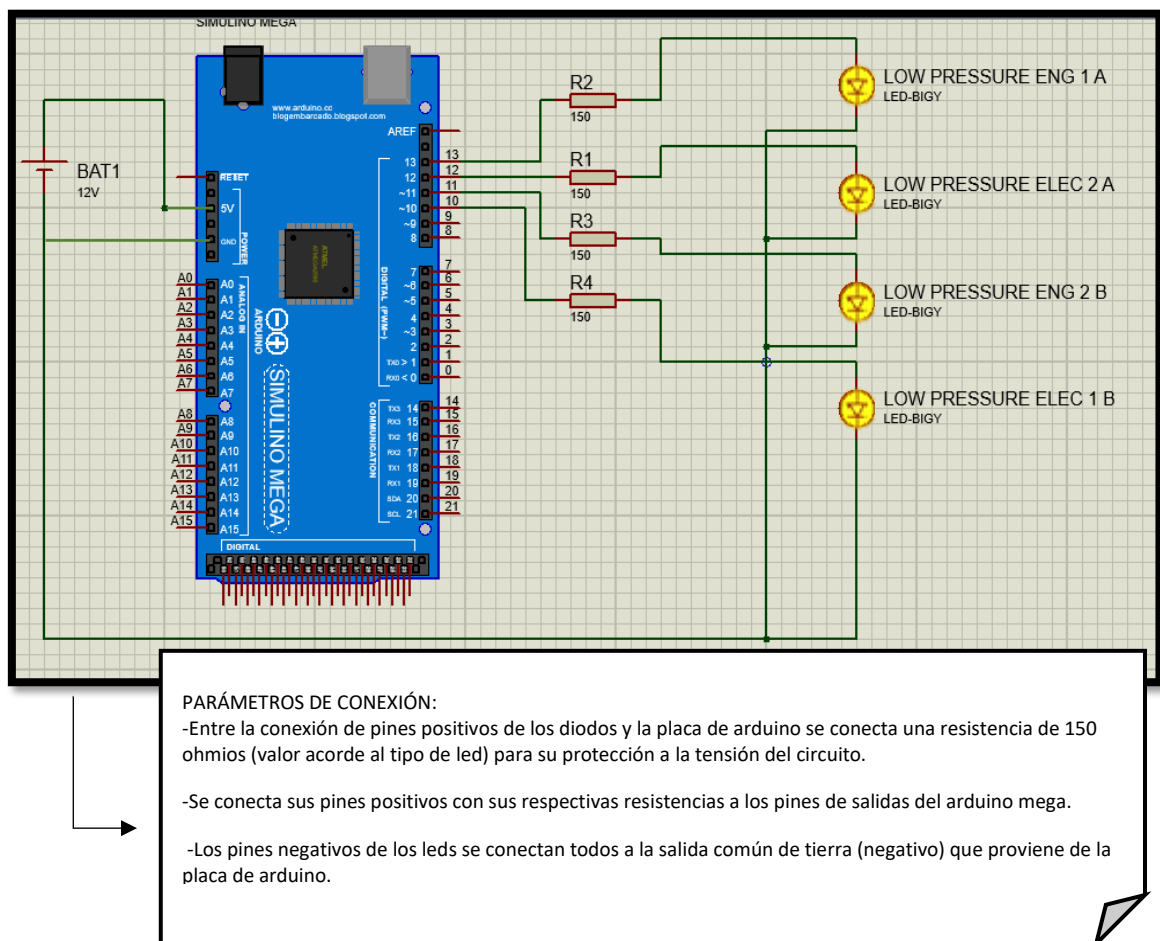


*Nota.* En esta imagen se muestra un circuito simulado de switches y luces en posición ON.

- Para las conexiones y el envío de señales en el accionamiento y simulación de los sistemas de la aeronave fue necesario el uso de un arduino mega.
- Para este sistema hidráulico en específico, se utilizó parte de sus pines de señal, 24 pines de entradas y salidas (10 salidas para leds y 14 entradas para switches) de los 54 pines con los cuales cuenta este arduino en este tipo de conexiones digitales.
- También, se debe tomar en cuenta el espacio para las 2 entradas a tierra (negativo) tanto del circuito de leds como de switches de las 5 entradas a tierra con las que cuenta este microcontrolador.

**Figura 58**

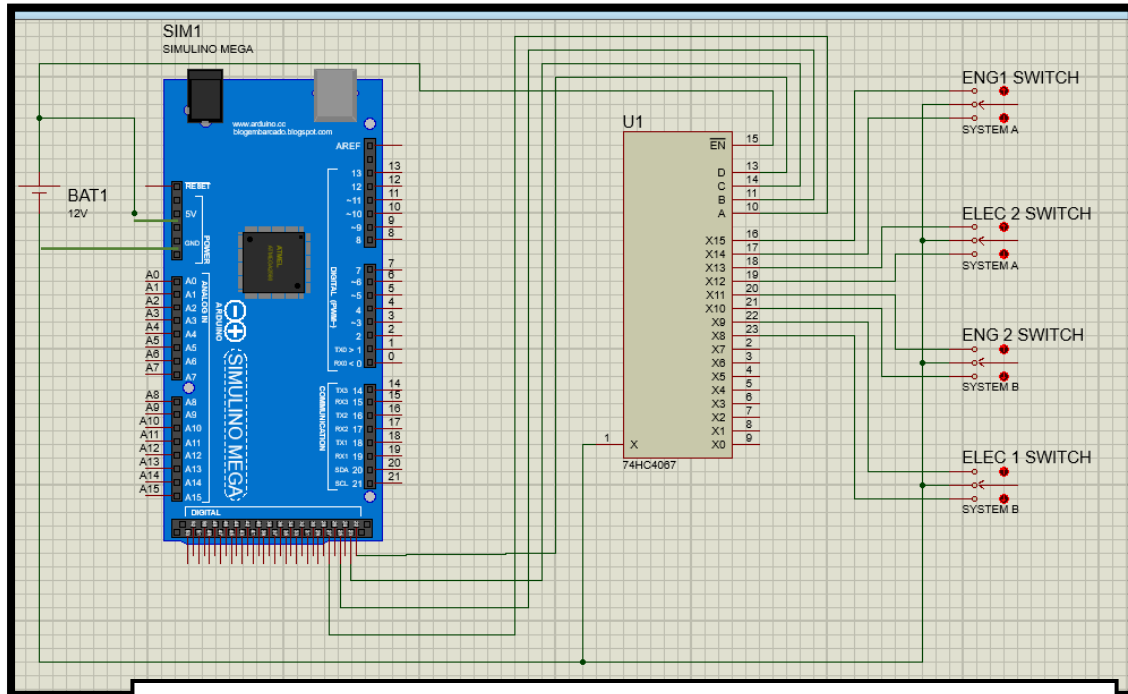
*Circuito simulado de indicadores de luces leds del sistema hidráulico con arduino mega*



*Nota.* En esta imagen se muestra el circuito simulado de luces del sistema con arduino mega.

Figura 59

Circuito simulado de switches de accionamiento del sistema hidráulico con arduino mega y multiplexor CD74HC4067



#### PARÁMETROS DE CONEXIÓN:

-De cuatro entradas digitales provenientes de la placa de arduino mega, se conecta los cuatro pines de señal del multiplexor CD74HC4067 (A, B, C, D) para que las señales que van a ser emitidas desde los switches de accionamiento sean receptadas por la misma placa de arduino mega.

-El pin EN del multiplexor es el pin de alimentación del mismo (Voltaje), que va conectado al mismo pin de alimentación para la placa de arduino mega. (12v)

-El pin X del multiplexor es el pin de tierra (negativo) del mismo, que va conectado al mismo pin de tierra para la placa de arduino mega.

-Los dos cables positivos de la conexión de los switches pueden ir conectados a cualquiera de las entradas positivas con las que cuenta este multiplexor (X0 – X15) y el cable negativo restante de los switches se conecta a la tierra común tanto del multiplexor como de la placa de arduino mega.

*Nota.* En esta imagen se muestra el circuito simulado de switches del sistema con arduino mega.

- Una vez que se ha identificado la cantidad de pines necesarios para las conexiones de este sistema, se procede a cerrar los circuitos y sacar su cableado de positivos y tierras en común por separado realizando un proceso de micro soldadura con cautín, pasta para suelda y estaño.



- Como resultado de este proceso se debe obtener 24 cables para los 24 pines de conexión digital de la placa de arduino mega.
- Hay que recalcar que uno de los detalles más importantes dentro de todo este procedimiento de conexión es recordar el número de pin asignado dentro de la placa de arduino para cada cable que proviene de un led o switch con una determinada acción en específico que deberá cumplir.
- Finalmente, de esta manera en la programación de software se podrá asignar su función en base a este número de pin de conexión en la placa de arduino y garantizar que cumpla y desempeñe su labor en específico.

**Figura 60**

*Conexión de los componentes electrónicos del sistema hidráulico*



*Nota.* En esta imagen se muestra las conexiones para los componentes del sistema hidráulico.

### **3.7.6. Proceso de programación y configuración de software de switches y luces**

Dentro de este proceso de programación de software es importante previamente realizar una verificación de continuidad de corriente en las conexiones de los circuitos tanto de leds como de switches, que la corriente fluya de manera normal por todos los cables y por todos los puntos que se ha realizado un proceso de micro soldadura y que irán conectados directo a su pin asignado dentro de la placa de arduino mega. Para dar inicio a la programación de luces y switches se utiliza una interfaz de programación llamada HCSCI, dentro de esta interfaz se realiza la programación para el encendido de leds y el accionamiento de switches del sistema hidráulico como se detalla en los siguientes pasos:



### 3.7.6.1. Paso inicial del proceso de programación (Interfaz HCSCI)

Se procede a realizar el encendido del computador y como primer paso se debe dirigir a la página oficial de HCSCI que será la interfaz de programación para la simulación del sistema hidráulico de la aeronave.

**Figura 61**

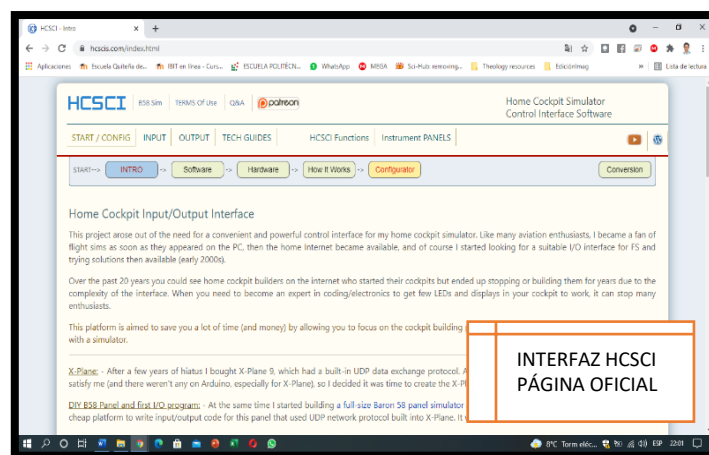
*Encendido del computador para direccionarse a la página oficial de HCSCI*



*Nota.* Esta imagen representa el encendido del computador para dirigirse a la página HCSCI.

**Figura 62**

*Página oficial de HCSCI (interfaz de programación)*



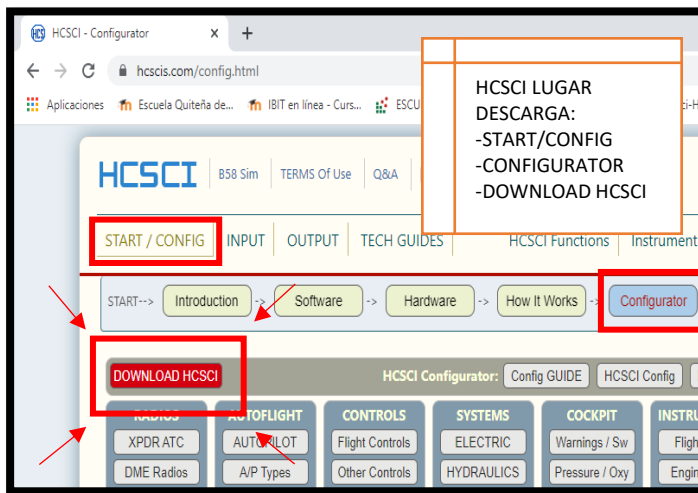
*Nota.* Esta imagen representa la página oficial de HCSCI, interfaz de programación.

### 3.7.6.2. Descarga de la interfaz de programación HCSCI

Se realiza el proceso de descarga de la interfaz de HCSCI y se procede a instalarlo en el computador y a configurarlo con el programa X-plane 11.

**Figura 63**

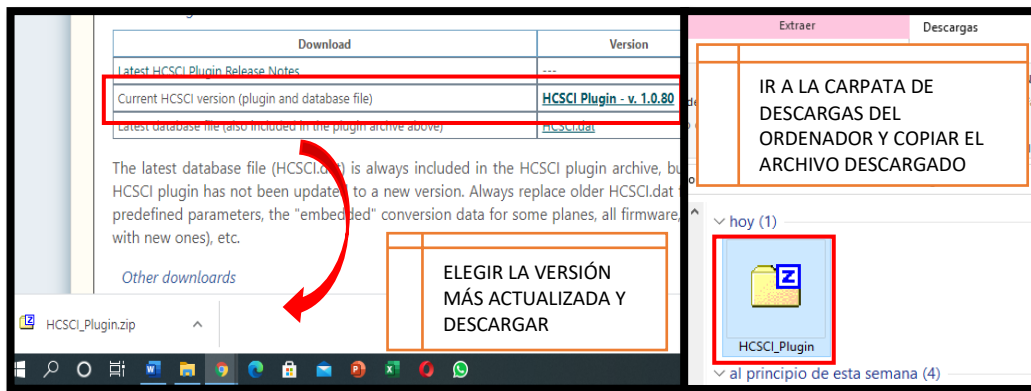
*Descarga del programa HCSCI desde página oficial*



*Nota.* Esta imagen muestra el lugar de descarga del programa HCSCI para instalarlo en el ordenador.

**Figura 64**

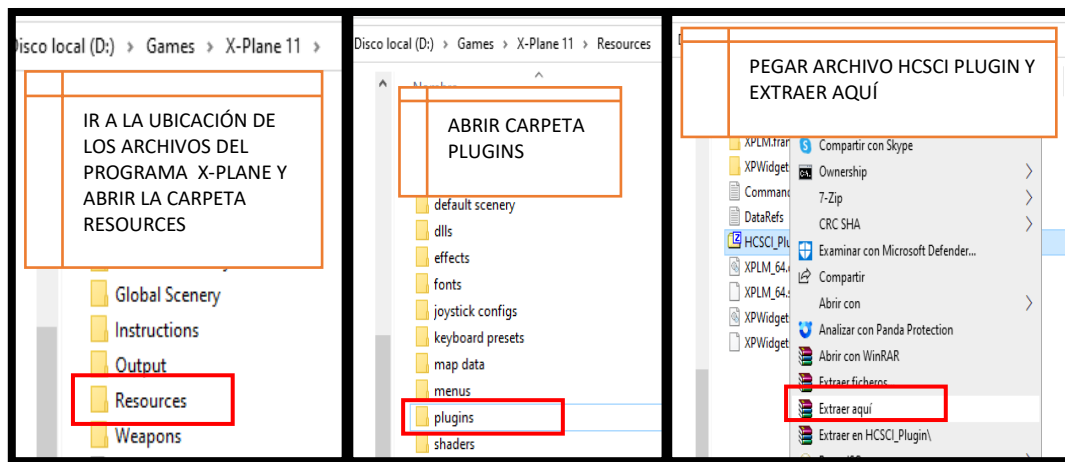
*Lugar de descarga programa HCSCI y copia del archivo HCSCI plugin*



*Nota.* Esta imagen muestra el lugar de descarga de la interfaz HCSCI y la carpeta de descargas del ordenador para copiar su archivo.

**Figura 65**

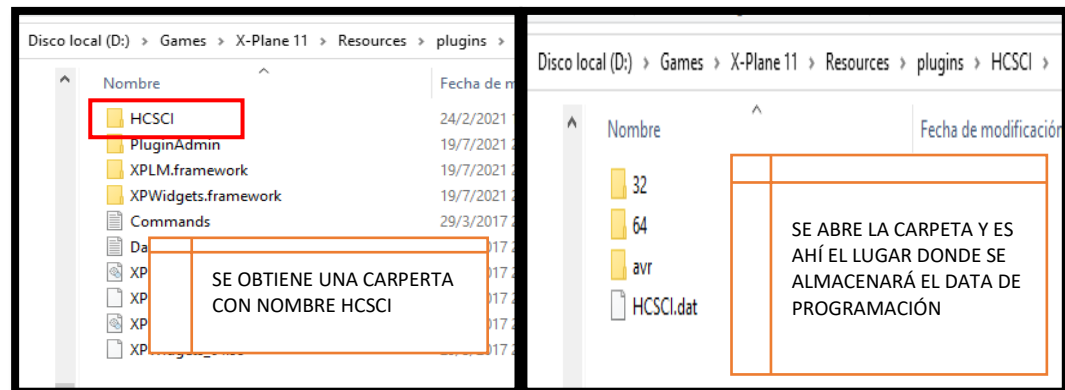
*Ubicación del programa x-plane 11 y copia de los archivos del programa HCSCI*



*Nota.* Esta imagen muestra los archivos del programa X-plane 11 y el lugar de extracción de los archivos del programa HCSCI.

**Figura 66**

*Carpeta HCSCI y lugar de almacenamiento para el data de programación*



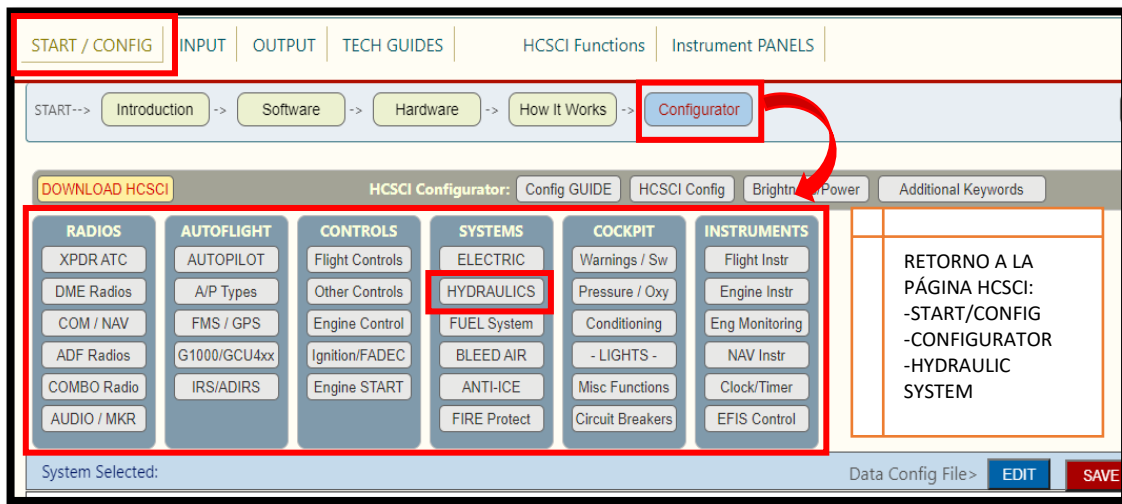
*Nota.* Esta imagen muestra el lugar de almacenamiento para el data de programación de la simulación de los sistemas de la aeronave, en este caso, el sistema hidráulico.

### 3.7.6.3. Proceso de configuración y asignación de funciones para el sistema hidráulico

Una vez descargada la interfaz de programación HCSCI en el computador, se retorna a su página web oficial para el proceso de configuración y asignación de accionamiento de switches e indicaciones de luces correspondientes a su sistema.

Figura 67

Proceso de configuración y asignación de funciones para el sistema hidráulico



Nota. Esta imagen representa el proceso de configuración y asignaciones del sistema hidráulico.

Figura 68

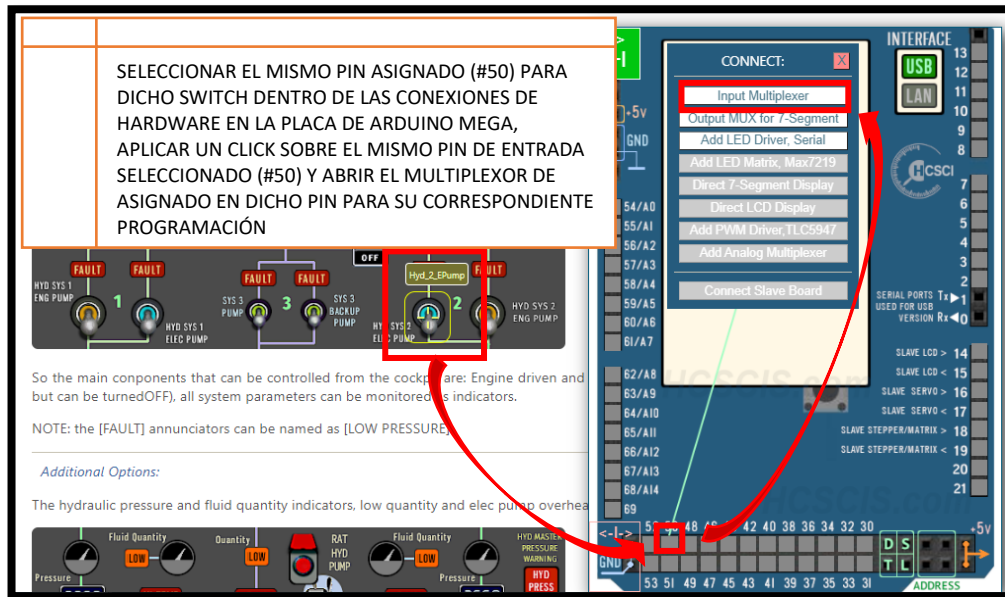
Espacio de asignación de funciones en la placa de arduino virtual de la interfaz



Nota. Esta imagen representa el lugar de asignación de funciones para el sistema hidráulico.

Figura 69

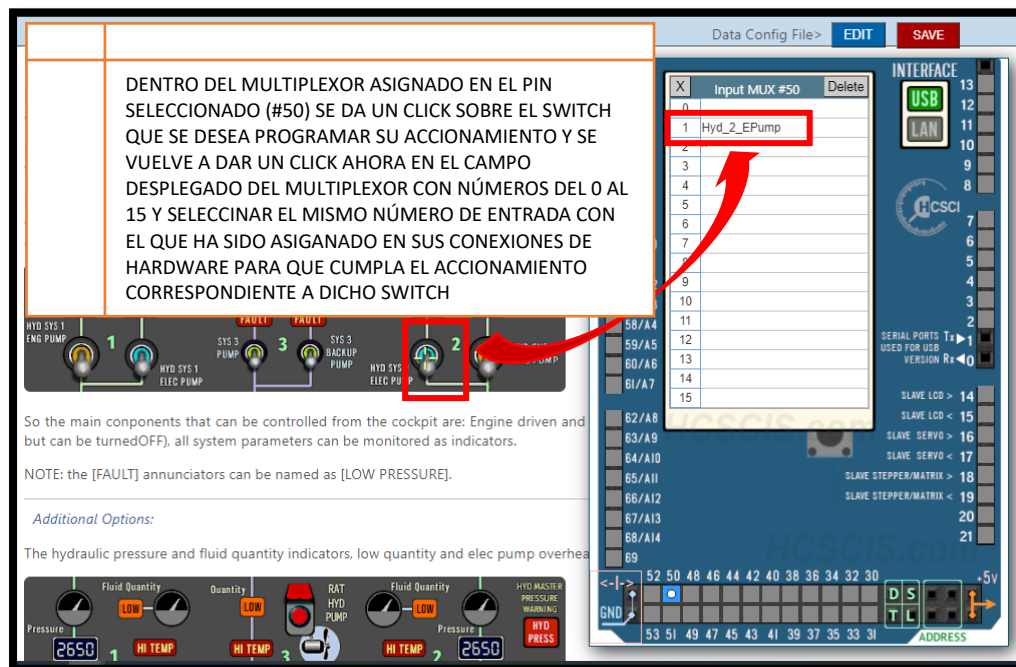
Proceso de asignación de placa de entrada (multiplexor) para su programación



Nota. Esta imagen representa el proceso de asignación de la placa de entrada (multiplexor).

Figura 70

Selección de accionamiento de switches y luces indicadoras del sistema hidráulico



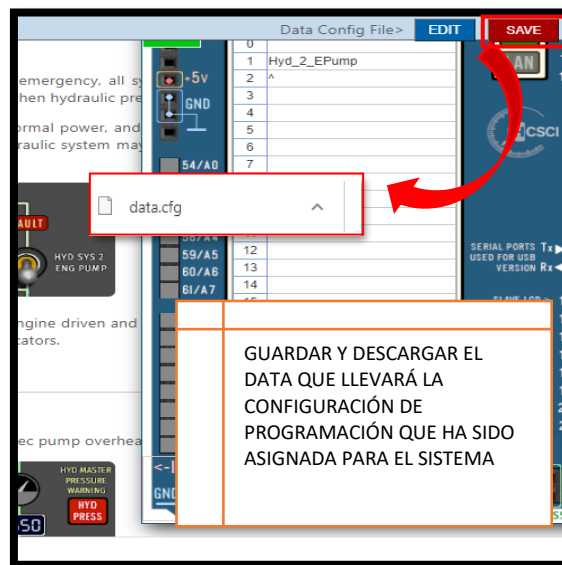
Nota. Esta imagen representa la selección de accionamiento para switches o luces del sistema.

### 3.7.6.4. Descarga del data de configuración y programación asignada para cada switch o luz del sistema hidráulico

Después de haber finalizado con su proceso de asignación y configuración de pines en la placa de arduino mega para su funcionamiento, se procede a realizar la debida descarga de su archivo en el ordenador, el cual contiene toda la configuración asignada para el funcionamiento y simulación del sistema hidráulico. Se coloca este archivo en el lugar debido y asignado para su respectivo reconocimiento en el programa X-plane 11.

**Figura 71**

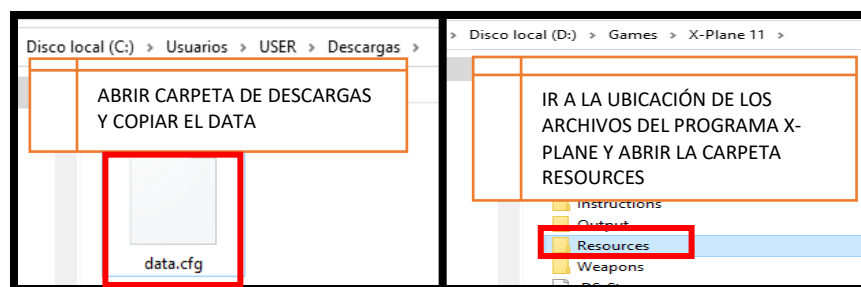
*Descarga del data de configuración y programación del sistema hidráulico*



*Nota.* Esta imagen muestra la descarga del data de configuración y programación del sistema.

**Figura 72**

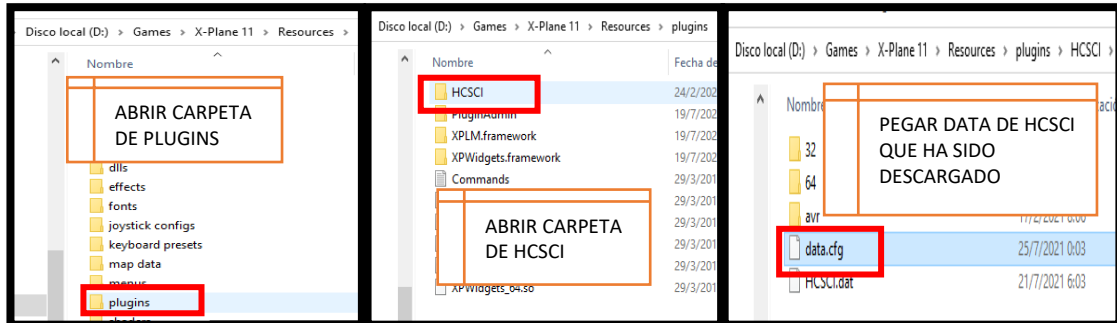
*Carpeta de descarga del programa y ubicación de los archivos del programa x-plane*



*Nota.* Esta imagen muestra el data descargado en el ordenador y los archivos del juego X-plane.

**Figura 73**

*Carpeta de plugins y HCSCI del programa x-plane y proceso de almacenamiento del data descargado para la simulación del sistema hidráulico*



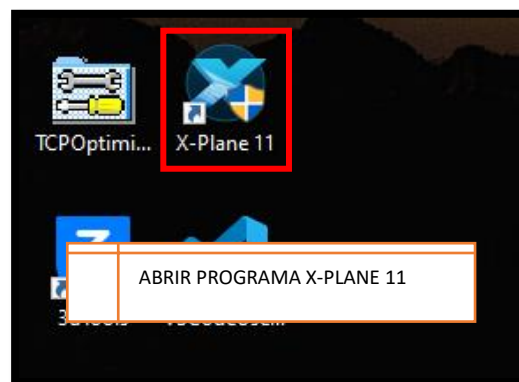
*Nota.* Esta imagen muestra el proceso de almacenamiento del data descargado para la simulación del sistema hidráulico.

### 3.7.6.5. Proceso de comprobación de la programación y configuración asignada para el sistema hidráulico

Finalmente, se realiza una comprobación de la programación y configuración que fue asignada mediante la interfaz de HCSCI oficial web ingresando al programa X-plane 11, conectando sus placas de arduino mega y realizando un reconocimiento general tanto de las placas como de la programación asignada para el correcto funcionamiento del sistema hidráulico.

**Figura 74**

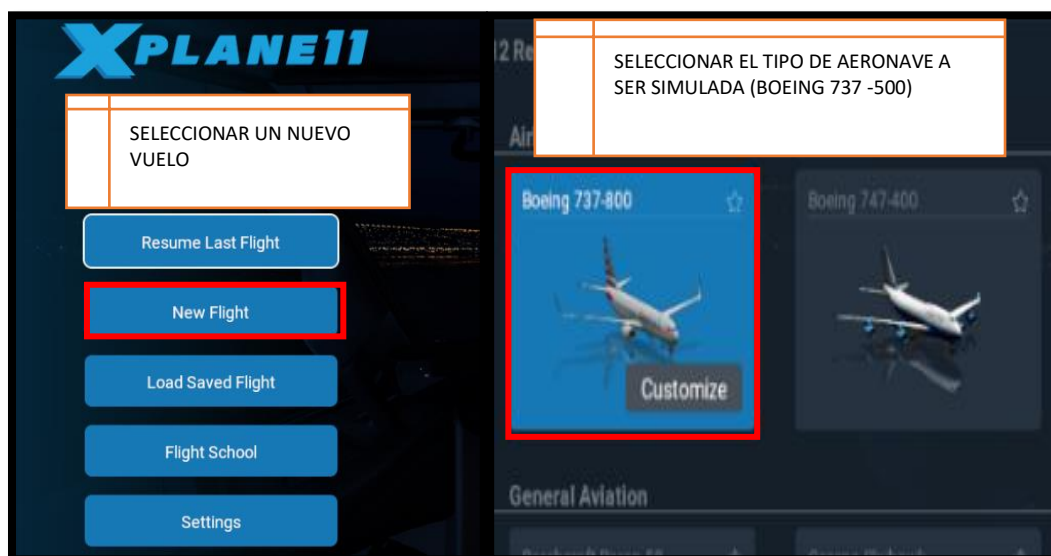
*Abrir programa x-plane 11 para las respectivas pruebas y comprobaciones*



*Nota.* En esta imagen se muestra la ejecución del programa X-Plane 11 para comprobaciones.

Figura 75

Ejecución del programa x-plane 11 (selección de nuevo vuelo y tipo de aeronave)



*Nota.* Esta imagen muestra la selección de un nuevo vuelo y el tipo de aeronave a simularse.

Figura 76

Selección de condiciones de vuelo y comprobación del data de simulación (plugins)

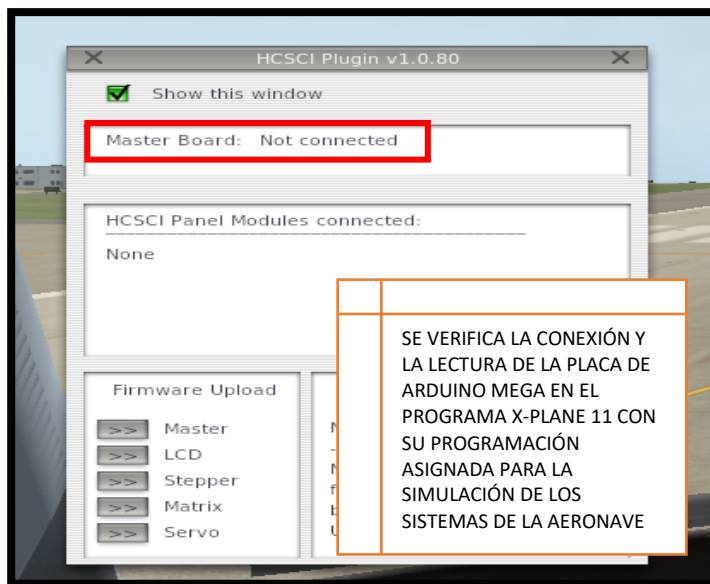


*Nota.* Esta imagen muestra la selección de condiciones de vuelo y la comprobación de simulación en la barra principal del juego, sección plugins.



**Figura 77**

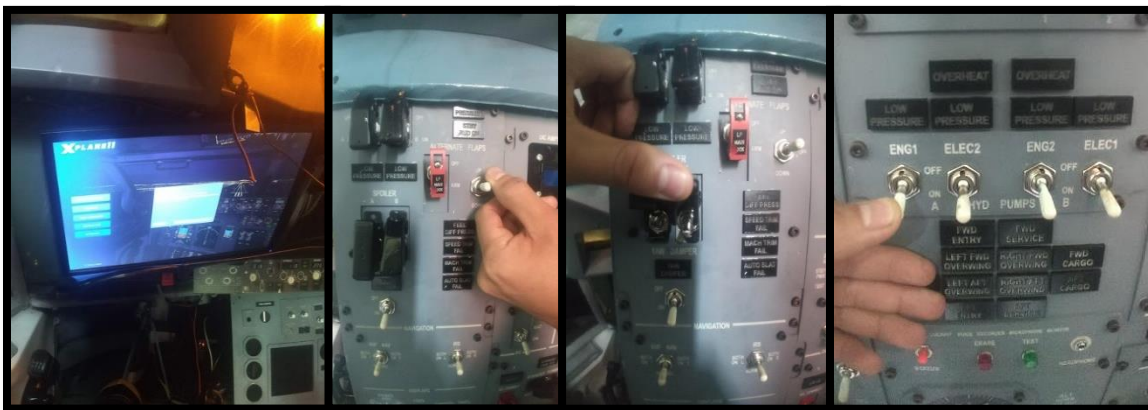
*Verificación de detección de placa de arduino mega y comprobación de programación*



*Nota.* Esta imagen muestra el lugar para realizar una verificación a la detección de la placa de arduino mega y la comprobación de su programación.

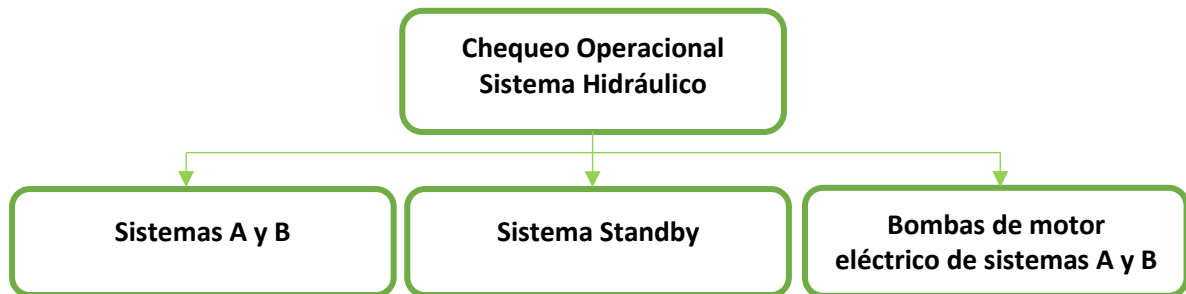
**Figura 78**

*Proceso de programación y configuración de software de switches y luces de indicación en el sistema hidráulico*



*Nota.* En esta imagen se muestra el proceso de programación y configuración de software para la simulación del sistema hidráulico.

### 3.8. Chequeo operacional al sistema hidráulico del simulador de vuelo Boeing 737-500 según su manual de mantenimiento ATA 29



#### 3.8.1. Chequeo Operacional del Sistema Hidráulico A y B

##### 3.8.1.1. Preparación

(1)- Se debe asegurar que cada tanque (No. 1 y No. 2) de combustible de la aeronave contengan 250 galones (1675 libras/760 kilogramos).

#### Figura 79

*Cantidad de combustible de cada tanque de la aeronave*

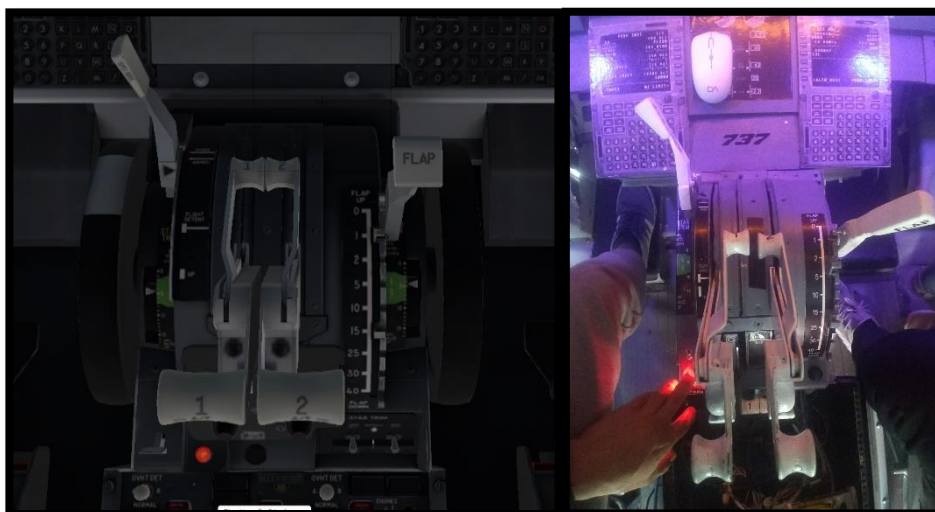


*Nota.* En este gráfico se muestra la cantidad de combustible para cada tanque de la aeronave.

(2)- También hay que constatar que los flaps del borde de salida se encuentren en la posición UP (arriba) o que la aeronave esté en su modo de tierra (Ground Mode).

**Figura 80**

*Verificación de ubicación de los flaps de la aeronave*



*Nota.* En esta imagen se muestra el proceso de verificación de ubicación de flaps de la aeronave.

(3)- Proporcionar energía eléctrica.

**Figura 81**

*Suministro de energía eléctrica a la aeronave*



*Nota.* En esta imagen se muestra que la aeronave se encuentra con energía eléctrica.

(4)- Apartado para la configuración de circuit breakers (Ref. ANEXO E – Chequeo Operacional AMM- ATA 29).

(5)- Se debe asegurar que las válvulas de cierre para la bomba de motor (EDP) se encuentren en su posición de abierto.

### 3.8.1.2. Procedimiento

(1)- Asegurarse de que las cuatro luces de baja presión de las bombas hidráulicas (LOW PRESSURE) se encuentren encendidas en el panel P5.

#### Figura 82

*Luces de low pressure del sistema hidráulico encendidas*



*Nota.* Esta imagen muestra las luces de low pressure del sistema hidráulico encendidas.



**ADVERTENCIA (WARNING)** Antes de accionar a la posición de encendido las bombas del sistema, se debe asegurar de que en los exteriores cerca de las superficies de control de vuelo de la aeronave como flaps, alerones, spoilers, elevadores, rudder, y trenes de aterrizaje se encuentren libre de golpear a una persona poniendo por sobre todo en peligro su vida y a la vez como consecuencia pudiendo ocasionar un daño en el sistema también.

(2)- Se debe poner el switch de la bomba hidráulica de motor eléctrico 2 (ELEC 2) a la posición de encendido (ON) con el fin de realizar una prueba (test) al sistema A, o también a su vez de la bomba hidráulica de motor eléctrico 1 (ELEC 1) enviar a la posición de encendido ON con el mismo fin de realizar una prueba (test) para su sistema B.

**Figura 83**

*Accionamiento de los switches de las bombas ELEC 2 y ELEC 1 a su posición ON*

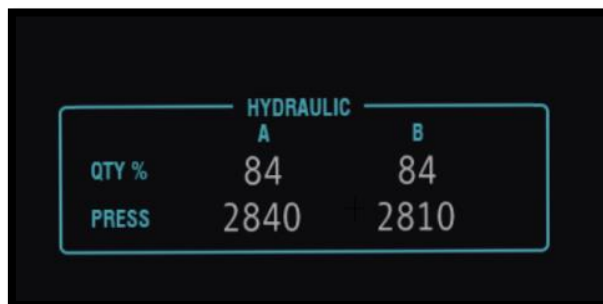


*Nota.* Esta imagen muestra el accionamiento de switches de las bombas ELEC 2 y ELEC 1 a ON.

(a) En este proceso se debe asegurar de que el sistema hidráulico pase a estabilizarse entre los rangos de 2800psi a 3200psi, con los switches de controles de vuelo y de spoilers en la posición de apagado (OFF).

**Figura 84**

*Verificación de la estabilización de presión del sistema hidráulico A y B*



*Nota.* Esta imagen muestra la verificación de estabilización de la presión del sistema hidráulico.

(b) Después de la estabilización de psi del sistema hidráulico el cual haya sido accionado ya sea este A o B, se debe constatar que sus luces de bajo presión (LOW PRESSURE) se apaguen.

**Figura 85**

*Verificación del apagado de luces de low pressure de las bombas ELEC 2 y ELEC 1*



*Nota.* Esta imagen muestra la verificación de apagado de luces de low pressure para ELEC 1 y 2.

(3)- Poner el switch en su posición de apagado (OFF).

**Figura 86**

*Accionamiento de los switches de las bombas ELEC 2 y ELEC 1 a su posición OFF*

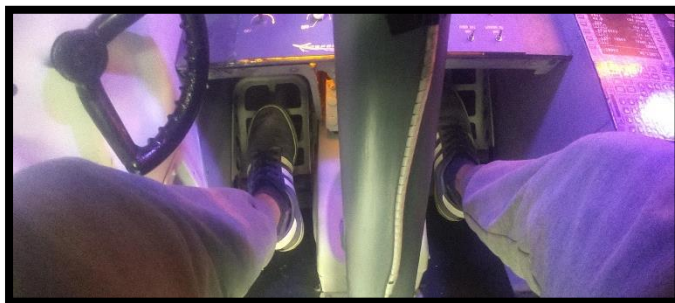


*Nota.* Esta imagen muestra el accionamiento de switches de las bombas ELEC 2 y ELEC 1 a OFF.

(a) Se debe accionar el rudder hasta que la presión hidráulica del sistema vuelva a cero.

**Figura 87**

*Accionamiento del sistema rudder de la aeronave*



*Nota.* Esta imagen muestra el accionamiento del sistema rudder de la aeronave.



- (1) Una vez que la presión hidráulica del sistema volvió a cero, asegurarse que las luces de baja presión (LOW PRESSURE) se enciendan.

**Figura 88**

*Verificación del encendido de luces de low pressure del sistema hidráulico*



*Nota.* Esta imagen muestra una verificación al encendido de luces de low pressure del sistema.

- (4)- Se debe poner el switch de las bombas hidráulicas A del motor 1 (ENG1) o a su vez el switch de las bombas hidráulicas B del motor 2 (ENG 2) en la posición de encendido (ON) para realizar una prueba (test) a sus sistemas ya sea este A o B.

**Figura 89**

*Accionamiento de los switches de las bombas ENG 1 y ENG 2 a su posición ON*



*Nota.* Esta imagen muestra el accionamiento de switches de las bombas ENG 1 y ENG 2 a ON.

- (5)- Operar su motor aplicable.

**Figura 90**

*Procedimiento de operación de motores de la aeronave*

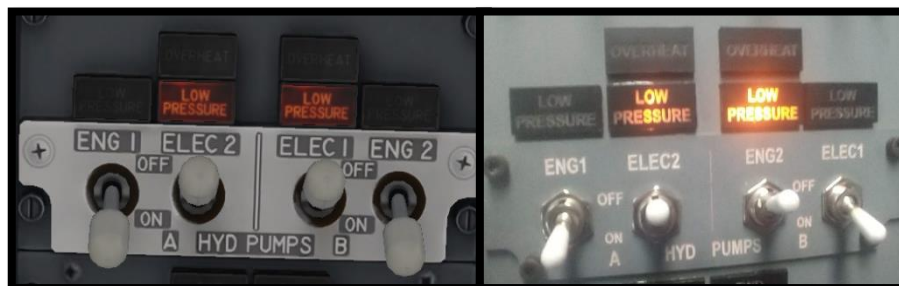


*Nota.* Esta imagen muestra el proceso de operación de los motores de la aeronave.

(a) Asegurarse de que la luz aplicable de baja presión (LOW PRESSURE) se apague.

**Figura 91**

*Verificación del apagado de luces de low pressure de las bombas ENG 1 y ENG 2*



*Nota.* Esta imagen muestra la verificación de apagado de luces de low pressure para ENG 1 y 2.

(b) Con el motor en su posición de velocidad Idle o un nivel superior de velocidad, se debe constatar que la presión en el sistema hidráulico aplicable (A o B) permanezca entre sus rangos permisibles entre 2800 a 3200 psi, con los switches de control de vuelo y spoilers en su posición de apagado.

**Figura 92**

*Accionamiento de potencias de motores y verificación de parámetros del sistema*





*Nota.* Esta imagen muestra el accionamiento de potencias de los motores y sus parámetros.

**Figura 93**

*Verificación de la estabilización de presión del sistema hidráulico A y B*

	HYDRAULIC	
	A	B
QTY %	84	84
PRESS	2840	2810

*Nota.* Esta imagen muestra la verificación de estabilización de la presión del sistema hidráulico.

(6)- Una vez realizada esta verificación, poner el switch en la posición de apagado (OFF).

**Figura 94**

*Accionamiento de los switches de las bombas ENG 1 y ENG 2 a su posición OFF*



*Nota.* Esta imagen muestra el accionamiento de switches de las bombas ENG 1 y ENG 2 a OFF.

(a) Se debe operar el rudder hasta que la presión hidráulica llegue a cero.

**Figura 95**

*Accionamiento del sistema rudder de la aeronave*



*Nota.* Esta imagen muestra el accionamiento del sistema rudder de la aeronave.

(1)- Asegurarse de que la luz de baja presión (LOW PRESSURE) se apague.

(7) Parar el motor.

### **3.8.1.3. Realizar el procedimiento para poner a la aeronave en su condición usual de operación**

(1)- Remover la energía eléctrica de la aeronave en el caso de no ser necesario.

(2)- Quitar las etiquetas de no cerrar (DO NOT CLOSE) y proceder a cerrar los circuit breakers del sistema.

## **3.8.2. Chequeo Operacional del Sistema Hidráulico Standby**

### **3.8.2.1. Preparación**

(1)- Proporcionar energía eléctrica.

**Figura 96**

*Suministro de energía eléctrica a la aeronave*



*Nota. En esta imagen se muestra que la aeronave se encuentra con energía eléctrica.*

(2)- Apartado para la configuración de circuit breakers (Ref. ANEXO E – Chequeo Operacional AMM- ATA 29).



**ADVERTENCIA (WARNING)** Antes de accionar a la posición de encendido las bombas del sistema, se debe asegurar de que en los exteriores cerca de las superficies de control de vuelo de la aeronave como flaps, alerones, spoilers, elevadores, rudder, y trenes de aterrizaje se encuentren libre de golpear a una persona poniendo por sobre todo en peligro su vida y a la vez como consecuencia pudiendo ocasionar un daño en el sistema también.

(4)- Proporcionar energía hidráulica al sistema B.

(5)- Se debe preparar el controlador de nivel de flaps (flap control lever) en la posición de una unidad.

(6)- Se debe quitar la energía hidráulica proporcionada al sistema B.

### 3.8.2.2. Procedimiento

(1)- Se debe colocar el switch de control de vuelo A (Flight Control A) que se encuentra en el panel P5 de la aeronave, a su posición de Standby Rudder (STDBY RUD POSITION).

**Figura 97**

*Accionamiento del switch de control de vuelo A a su posición de standby rudder*



*Nota.* Esta imagen muestra el accionamiento del switch de control de vuelo A a standby rudder.

(2)- Asegurarse también que la luz de baja presión, en el panel p5, del sistema Standby se encienda (STANDBY HYD LOW PRESSURE).

**Figura 98**

*Verificación del encendido de luz de low pressure del sistema Standby rudder*



*Nota.* Esta imagen muestra la verificación del encendido de luz de low pressure del standby rudder.



**ADVERTENCIA (WARNING)** Es importante e indispensable asegurarse de que no exista ninguna persona en el exterior de la aeronave cerca del rudder, reversas, y de sus slats en el borde de ataque del ala. Estas áreas deben encontrarse libre de ocasionar cualquier riesgos o peligro en especial para alguna persona o para algún equipo a su alrededor.

(3)- Apartado para la configuración de circuit breakers (Ref. ANEXO E – Chequeo Operacional AMM- ATA 29).

(4)- Se debe constatar que la bomba de motor eléctrico (EMDP) de sistema Standby se encuentre operando.

(5)- Verificar que la luz de baja presión del sistema Standby (STANDBY HYD LOW PRESSURE) se apague.

**Figura 99**

*Verificación del apagado de la luz de low pressure del Standby rudder*



*Nota.* Esta imagen muestra una verificación de apagado de la luz de low pressure para el standby rudder.

(6)- Colocar el switch de control de vuelo A (FLIGHT CONTROL A) en la posición de apagado (OFF).

**Figura 100**

*Accionamiento del switch de control de vuelo A a su posición de apagado (OFF)*



*Nota.* Esta imagen muestra el accionamiento del switch de control de vuelo A a su posición OFF.

(7)- Asegurarse que la bomba de motor eléctrico (EMDP) pare.

(8)- Apartado para la configuración de circuit breakers (Ref. ANEXO E – Chequeo Operacional AMM- ATA 29).

(9)- Colocar el switch de control de vuelo B (Flight Control B) en la posición de Standby Rudder (STDBY RUD POSITION)

**Figura 101**

*Accionamiento del switch de control de vuelo B a su posición de Standby rudder*





*Nota.* Esta imagen muestra el accionamiento del switch de control de vuelo B a standby rudder.

(10) Se debe verificar que la luz de baja presión del sistema hidráulico Standby (STANDBY HYD LOW PRESSURE) se encienda.

**Figura 102**

*Verificación del encendido de luz de low pressure del sistema Standby rudder*



*Nota.* Esta imagen muestra la verificación del encendido de luz de low pressure del sistema standby rudder.







*Nota.* Esta imagen muestra el accionamiento del switch de control de vuelo B a su posición OFF.

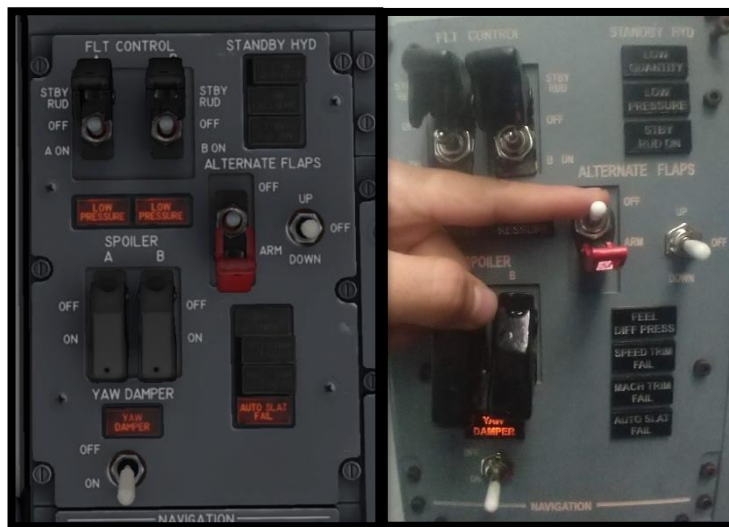
(15) Se debe asegurar de que la bomba de motor eléctrico (EDMP) del sistema standby pare.

(16) Apartado para la configuración de circuit breakers (Ref. ANEXO E – Chequeo Operacional AMM- ATA 29).

(17) Una vez realizado el procedimiento de Flight Control A y B en el panel P5 de la aeronave mediante su posición de Standby Rudder, se direcciona el chequeo a accionar el switch de armado (ARM) de los flaps alternativos (ALTERNATE FLAPS) a su posición de armado en el mismo panel.

### **Figura 105**

*Accionamiento del switch de Alternate Flaps a su posición de armado*



*Nota.* En esta imagen se muestra el accionamiento del switch de alternate flaps a su posición ARM.

(18) Nuevamente se debe verificar que la luz de baja presión del sistema hidráulico standby (STANDBY HYD LOW PRESSURE) se encienda.

#### Figura 106

*Verificación del encendido de luz de low pressure del sistema Standby rudder*



*Nota.* Esta imagen muestra la verificación del encendido de luz de low pressure del standby rudder.

(19) Apartado para la configuración de circuit breakers (Ref. ANEXO E – Chequeo Operacional AMM- ATA 29).

(20) Constatar que la bomba de motor eléctrico (EMDP) del sistema standby se encuentre operando.

(21) Constatar también que la luz del sistema hidráulico standby (STANDBY HYD LOW PRESSURE) se apague.

### Figura 107

*Verificación del apagado de la luz de low pressure del standby rudder*



*Nota.* Esta imagen muestra una verificación de apagado de la luz de low pressure para el standby rudder.

(22) Colocar el switch de armado (ARM) de los flaps alternativos (ALTERNATE FLAPS) en la posición de apagado (OFF).

### Figura 108

*Accionamiento del switch de Alternate Flaps a su posición de apagado (OFF)*



*Nota.* Esta imagen muestra el accionamiento del switch alternate flaps a su posición de apagado.

(23) Asegurarse que la bomba de motor eléctrico (EMDP) del sistema standby pare.

Nota: Es importante verificar que la luz del sistema hidráulico Standby (STANDBY HYD LOW PRESSURE) no se encienda.

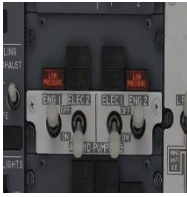
(24) Colocar el switch de control de vuelo A (Flight Control A) a su posición A de encendido.

### Figura 109

*Accionamiento del switch de control de vuelo A a su posición de encendido (ON)*



*Nota.* Esta imagen muestra el accionamiento del switch de control de vuelo A a su posición ON.



**ADVERTENCIA (WARNING)** Es importante e indispensable verificar y mantener el área en el exterior de la aeronave en la parte de los slats del borde de ataque del ala, libre en especial de personas o de cualquier equipo que puede resultar en un daño o peligro para los mismo.

### 3.8.2.3. Realizar el procedimiento para poner a la aeronave en su condición usual de operación

- (1)- Se debe proporcionar energía hidráulica al sistema B.
- (2)- Dejar la palanca de accionamiento de los flap en su posición arriba (UP).
- (3)- Quitar la energía hidráulica proporcionada al sistema B.
- (4)- Como punto final de este chequeo, si es requerido, se debe quitar también la energía eléctrica.

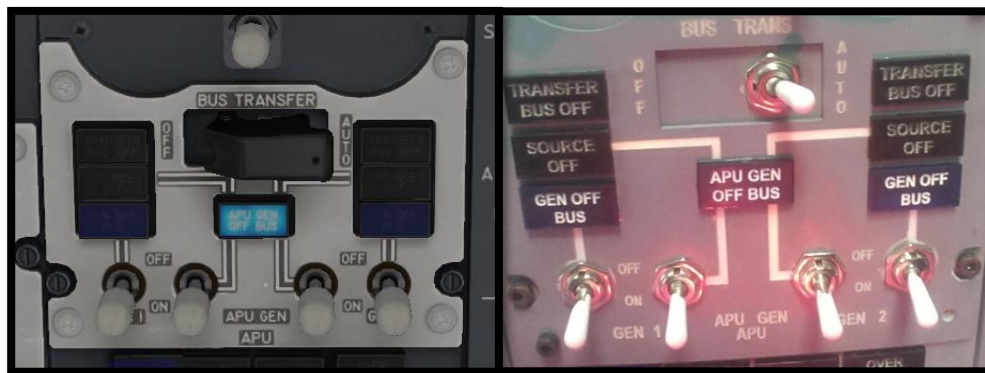
### 3.8.3. Cheque Operacional para las bombas de motor eléctrico de los sistemas A o B

#### 3.8.3.1. Procedimiento

- (1)- Se debe proporcionar de energía eléctrica ya sea desde el motor o APU de la aeronave.

**Figura 110**

*Suministro de energía eléctrica a la aeronave*



*Nota.* Esta imagen muestra el suministro de energía eléctrica proporcionada a la aeronave.

- (2)- Se debe accionar los switches de las bombas hidráulicas eléctricas correspondientes a cada uno de sus sistemas; sistema A – ELEC 2, sistema B – ELEC 1, a su posición de encendido (ON).

**Figura 111**

*Accionamiento de los switches de las bombas ELEC 2 y ELEC 1 a su posición ON*



*Nota.* Esta imagen muestra el accionamiento de switches de las bombas ELEC 2 y ELEC 1 a ON.

(3)- Si los motores de la aeronave se encuentran en operación, poner los switches de las bombas hidráulicas tanto del sistema A – ENG 1 como del sistema B – ENG 2 a su posición de apagado (OFF).

**Figura 112**

*Accionamiento de los switches de las bombas ENG 1 y ENG 2 a su posición OFF*



*Nota.* Esta imagen muestra el accionamiento de switches de las bombas ENG 1 y ENG 2 a ON.

(4) Dentro del panel P5, se debe poner los switches de control de vuelo (FLT CONTROL) y los del sistema de spoilers tanto A como B en su posición de apagado (OFF).

**Figura 113**

*Accionamiento de los switches de control de vuelo A, B y Spoilers a su posición de OFF*



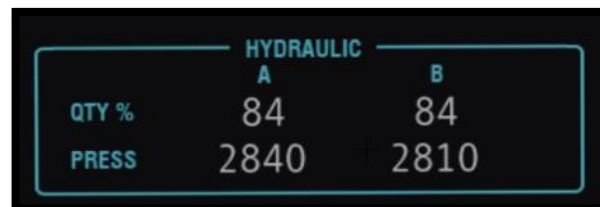


*Nota.* Esta imagen muestra el accionamiento de switches de control de vuelo A, B, y Spoilers a OFF.

(5) Se debe verificar que la presión de cada bomba eléctrica este dentro del rango normal de operación entre 2800 a 3200 psi.

#### **Figura 114**

*Verificación de la estabilización de presión del sistema hidráulico A y B*



*Nota.* Esta imagen muestra la verificación de estabilización de la presión del sistema hidráulico.

(6) Todos los switches siguientes aplicables dentro del panel P5 de la aeronave, se deben mover hacia su posición de apagado (OFF) con el fin de que se pueda dejar de proporcionar energía eléctrica a la bomba del sistema A:

(a) EL switch generador 2 (GEN 2) si es que es el motor es el que está suministrando la energía eléctrica.

(b) El switch derecho del generador del APU en el caso de ser el APU el que está suministrando la energía eléctrica.

**Figura 115**

*Accionamiento de switches hacia la posición OFF*



*Nota.* En esta imagen se muestra el accionamiento de switches a la posición OFF.

(7) Hay que asegurarse que la luz de baja presión de la bomba ELEC 2 del sistema hidráulico A se encienda.

**Figura 116**

*Verificación del encendido de la luz de low pressure de la bomba de motor ELEC 2*



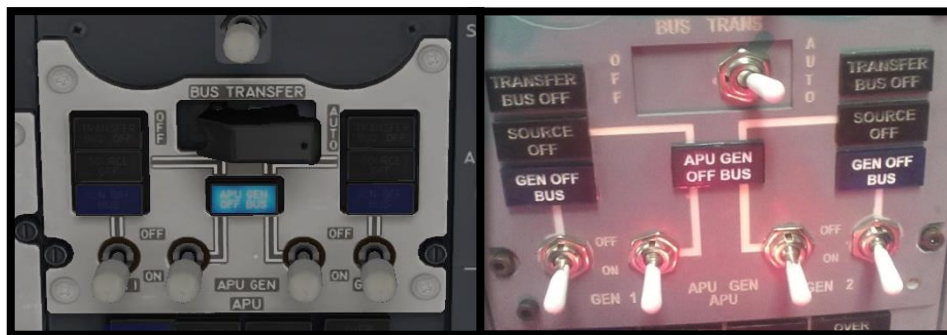
*Nota.* Esta imagen muestra una verificación al encendido de la luz de low pressure de ELEC 2.

(8) Poner tanto el switch del generador 2 (GEN 2) o del generador derecho del APU nuevamente a su posición de encendido (ON).

**Figura 117**

*Accionamiento de switches hacia la posición ON*





*Nota.* Esta imagen muestra el accionamiento de switches a la posición ON.

(9) Asegurarse de que la luz de baja presión de la bomba ELEC 2 del sistema hidráulico A se apague.

### Figura 118

*Verificación del apagado de la luz de low pressure de la bomba ELEC 2*



*Nota.* Esta imagen muestra una verificación del apagado de la luz de low pressure para Elec 2.

(10) Todos los switches siguientes aplicables dentro del panel p5 de la aeronave, se deben mover hacia su posición de apagado (OFF) con el fin de que se pueda dejar de proporcionar energía eléctrica a la bomba del sistema B:

(a) EL switch generador 1 (GEN 1) si es que es el motor es el que está suministrando la energía eléctrica.

(b) El switch izquierdo del generador del APU en el caso de ser el APU el que está suministrando la energía eléctrica.

**Figura 119**

*Accionamiento de switches hacia la posición OFF*



*Nota.* En esta imagen se muestra el accionamiento de switches a la posición OFF.

(11) Asegurarse de que la luz de baja presión de la bomba ELEC 1 del sistema hidráulico B se encienda.

**Figura 120**

*Verificación del encendido de la luz de low pressure de la bomba de motor ELEC 1*

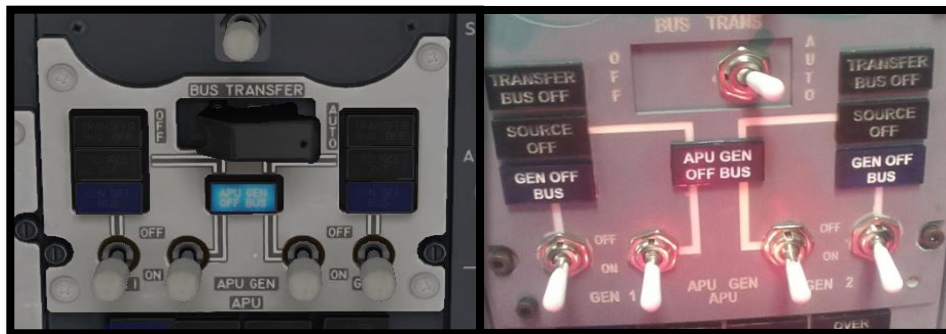


*Nota.* Esta imagen muestra una verificación al encendido de la luz de low pressure de ELEC 1.

(12) Colocar el switch del generador 1 (GEN1) o a su vez el switch del generador izquierdo del APU a su posición de encendido (ON).

**Figura 121**

*Accionamiento de switches hacia la posición ON*



*Nota.* Esta imagen muestra el accionamiento de switches a la posición ON.

(13) Verificar que la luz de la bomba ELEC 1 del sistema hidráulico B se apague.

### Figura 122

*Verificación del apagado de la luz de low pressure de la bomba ELEC 1*



*Nota.* Esta imagen muestra una verificación del apagado de la luz de low pressure para Elec 1.

### 3.8.3.2. Realizar el procedimiento para poner a la aeronave en su condición usual de operación

- (1)- Colocar los switches tanto de las bombas hidráulicas del motor 1 (ENG 1) del sistema A como de las bombas hidráulicas del motor 2 (ENG 2) del sistema B a su posición de encendido (ON).
- (2)- Poner los switches del control de vuelo y del sistema de spoilers A y B que se encuentran localizados en el panel P5 a su posición de encendido (ON).
- (3)- Colocar los switches tanto de la bomba ELEC 2 del sistema hidráulico A como de la bomba ELEC 1 del sistema hidráulico B a su posición de apagado (OFF).
- (4)- Quitar la energía eléctrica en el caso de no ser necesario.

### 3.9. Parámetros de estándares de calificación para dispositivos de entrenamiento y simulación de vuelo (FSTD)

REQUISITOS GENERALES PARA SIMULADORES DE VUELO	A	B	C	D	FTD	FFS	OBSERVACIONES
<b>Configuración general de la cabina de vuelo</b>							
Una réplica a escala de la cabina de pilotaje real del avión, que conste con controles, instrumentos, luces e interruptores totalmente funcionales para la aprobación de su uso.			X	X	X	X	
Cabina de vuelo cerrada de doble mando con puesto de capitán y primer oficial.			X	X	X	X	
Configuración de paneles, instrumentos y señalética similar a la aeronave simulada.	X	X	X	X	X	X	
Controles de vuelo primarios y secundarios, equipos, interruptores y luces asociadas a los sistemas funcionales del simulador operando de manera adecuada.	X	X	X	X	X	X	
Ubicarse en un espacio favorable donde todo se encuentre compacto, seguro y en conjunto.	X	X	X	X	X	X	
La dirección del accionamiento y movimiento tanto de controles como interruptores debe ser iguales a las del modelo de avión real simulado.	X	X	X	X	X	X	
Los asientos de pilotaje tanto para el comandante como para el primer oficial deben permitir una capacidad de visión de muy alta calidad y sin obstaculizar su panorama de operación.			X	X	X	X	Asiento de primer oficial para esta simulación del modelo de aeronave Boeing 737-500 no cumple con los estándares de calificación requeridos en esta categoría.

<b>REQUISITOS GENERALES PARA SIMULADORES DE VUELO</b>	<b>A</b>	<b>B</b>	<b>C</b>	<b>D</b>	<b>FTD</b>	<b>FFS</b>	<b>OBSERVACIONES</b>
<b>Programación del simulador</b>							
Dinámica de vuelo realista			X	X	X	X	
Computadoras con la suficiente capacidad, exactitud, resolución y respuesta dinámica necesaria.	X	X	X	X	X	X	
Programación de hardware y software capaz de efectuar pruebas manuales y automáticas que requiere el simulador.	X	X	X	X	X	X	
Los efectos de fallidos, alarmas, e indicaciones de precaución en la reacción a los procedimientos de aterrizaje y al contacto con la pista.			X	X	X	X	
La cabina de simulación de vuelo, tanto su hardware como su software deberán responder sincronizadamente al cumplimiento de su diseño y configuraciones como las de su modelo de aeronave real.	X	X	X	X	X	X	
En el FTD deberá contar con las condiciones aerodinámicas suficientes para la resistencia y el avance generados normalmente en un vuelo. Estas condiciones deberán incluir: cambios de actitud del avión, empuje, resistencia, altitud, temperatura y sus configuraciones.		X	X	X	X	X	
Para su calificación del nivel requerido se debe constatar que sea posible controlar tanto analógica como digitalmente sus paneles de forma dinámica.	X	X	X	X	X	X	

<b>REQUISITOS GENERALES PARA SIMULADORES DE VUELO</b>	<b>A</b>	<b>B</b>	<b>C</b>	<b>D</b>	<b>FTD</b>	<b>FFS</b>	<b>OBSERVACIONES</b>
Una vez accionado los comandos se deberán ver reflejados en su software y ejecutarse en menos de 120 milisegundos.			X	X	X	X	
La programación del escenario tanto en tierra como en vuelo debe incluir: Efecto suelo, reacción de superficie, y características de maniobrabilidad en tierra y en vuelo.	X	X	X	X	X	X	
El FTD debe constar con las aptitudes para simular las condiciones de pista tales como: <ul style="list-style-type: none"> <li>- Seca</li> <li>- Mojada</li> <li>- Cubierta de hielo</li> <li>- Parcialmente mojado</li> <li>- Parcialmente cubierta de hielo</li> <li>- Mojada sobre residuos de caucho</li> </ul>			X	X	X	X	
<b>Operación del equipo</b>							
Indicaciones relevantes de los instrumentos comprendidos en la simulación de la aeronave responden automáticamente al movimiento de los controles de vuelo o perturbaciones externas.	X	X	X	X	X	X	
Equipos de navegación, comunicaciones alarmas y precaución están instaladas y funcionan dentro de las tolerancias aplicables en la aeronave.			X	X	X	X	Los equipos de navegación de panel P9 no se encuentran disponibles para esta simulación del modelo de la aeronave Boeing 737-500.

<b>REQUISITOS GENERALES PARA SIMULADORES DE VUELO</b>	<b>A</b>	<b>B</b>	<b>C</b>	<b>D</b>	<b>FTD</b>	<b>FFS</b>	<b>OBSERVACIONES</b>
Datos de algunos aeropuertos, aerovías con los correspondientes procedimientos de aproximación.	X	X	X	X	X	X	
Los equipos instalados deberán simular operaciones en procedimientos normales y de emergencia tanto en tierra como en vuelo.		X	X	X	X	X	
Toda iluminación generada por el medio ambiente es suficiente para los paneles e instrumentos en cualquier operación.	X	X	X	X	X	X	
<b>Equipos y facilidades para las funciones del instructor</b>							
Estación del instructor que le permite tener el control de los sistemas y la capacidad de insertar condiciones anormales y de emergencia de la aeronave.			X	X	X	X	
Deberá contener al menos dos asientos para el piloto y el copiloto de la AAC, proporcionando una mejor visión a los paneles de la tripulación.	X	X	X	X	X	X	
El simulador permite al instructor hacer cambios de las condiciones del ambiente. (ejemplo: nubes, visibilidad, hielo, tormentas y otros).			X	X	X	X	
Permite al instructor mostrar situaciones de peligro durante operaciones en tierra o vuelo.			X	X	X	X	
<b>Sistema visual</b>							

<b>REQUISITOS GENERALES PARA SIMULADORES DE VUELO</b>	<b>A</b>	<b>B</b>	<b>C</b>	<b>D</b>	<b>FTD</b>	<b>FFS</b>	<b>OBSERVACIONES</b>
El sistema visual responde a variedad de ejercicios cambiantes duras bajo la operación del piloto.	X	X	X	X	X	X	
El simulador contiene un sistema visual que facilite el cambio de vista al exterior de la cabina de vuelo.	X	X	X	X	X	X	
Debe contener la luminosidad necesaria para operación en escenas nocturnas y de atardecer.	X	X	X	X	X	X	
La representación visual no representa ninguna distracción para piloto y copiloto en algún ejercicio de operación.	X	X	X	X	X	X	
Representación precisa del escenario (orografía del terreno y condiciones climáticas)	X	X	X	X	X	X	
Representación exacta del entorno visual en relación con las actitudes de programación del simulador en respuesta dinámica.			X	X	X	X	
Capacidad de escenas visuales diurnas, crepusculares (amanecer y/o atardecer) y nocturnas, permitiendo a la tripulación realizar diferentes tareas.	X	X	X	X	X	X	
Capacidad de simular efectos meteorológicos (capas de nubosidad, tormentas, niebla, lluvia, nieve) y escenas visuales de pistas en diferentes condiciones (seca, mojadas, cubiertas de nieve).		X	X	X	X	X	



<b>REQUISITOS GENERALES PARA SIMULADORES DE VUELO</b>	<b>A</b>	<b>B</b>	<b>C</b>	<b>D</b>	<b>FTD</b>	<b>FFS</b>	<b>OBSERVACIONES</b>
Iluminación, luces de aterrizaje y tipos de luces en aeropuertos para escenarios nocturnos.	X	X	X	X	X	X	
<b>Sistema de sonido</b>							
Representación de sonidos en la cabina en función a las acciones del piloto correspondientes a los sonidos de la aeronave simulada.	X	X	X	X	X	X	
Sonidos realistas como: los wipers de las ventanas de la cabina, sonidos de colisión durante un aterrizaje inusual, sonidos normales de motores, sonido de reversores, extensión y retracción del tren de aterrizaje y otros sonidos característicos de la aeronave que son perceptibles al piloto.			X	X	X	X	
Debe existir un control de volumen y su indicación de nivel correspondiente que pueda cumplir con los requisitos de su calificación.	X	X	X	X	X	X	
El simulador de vuelo debe emitir todos sus correspondientes sonidos y ruidos en alta calidad y amplitud idénticas a las de su modelo de aeronave real.			X	X	X	X	
Debe incluir la simulación de sonidos de las condiciones de operación normales y anormales, y sonidos de despegue y aterrizaje.	X	X	X	X	X	X	

<b>REQUISITOS GENERALES PARA SIMULADORES DE VUELO</b>	A	B	C	D	FTD	FFS	<b>OBSERVACIONES</b>
Sonidos como los limpiaparabrisas, y ruidos adicionales significativos de la operación tales como de colisión, sonidos normales del motor, reversa, flaps, y spoilers deben ser simulados.	X	X	X	X	X	X	
Los sonidos deben ser representativos en su intensidad y en su tiempo de emisión correspondiente.	X	X	X	X	X	X	

## CAPÍTULO IV

### 4. Conclusiones y Recomendaciones

#### 4.1. Conclusiones

- La información técnica y académica recopilada para desarrollar un chequeo operacional en el sistema hidráulico A, B, y Standby se seleccionó del manual de mantenimiento de la aeronave Boeing 737-500 - ATA 29 Sistema Hidráulico - Bloque de página (1-99) Descripción y Operación, manual de entrenamiento Lufthansa and LAN 2005 – Sistema Hidráulico, y libros de estudio publicados por la Federal Aviation Administration de los Estados Unidos de América.
- La inspección realizada al simulador de vuelo Boeing 737-500 permitió determinar los parámetros regulatorios del estado y desempeño de un sistema hidráulico acorde a lo establecido por su manual de mantenimiento en las que cumpla con características tales como: switches de tres posiciones de accionamiento para bombas de motor y bombas de motor eléctricas de sus sistemas A, B, y Standby, luces visuales indicadoras de baja presión y baja cantidad para las advertencias del mismo, entre otras.
- Se realizó un chequeo operacional en el simulador de vuelo de la aeronave Boeing 737-500 acorde al manual de mantenimiento ATA 29 – Sistema Hidráulico – Bloque de página (501-599) Ajuste y Prueba, se desarrolla este chequeo operacional avalando el estado y funcionamiento de operación de la simulación de este sistema, que cumpla con parámetros regulatorios acorde a estándares técnicos establecidos.

#### 4.2. Recomendaciones

- Dentro del armado para la simulación del modelo de aeronave Boeing 737 – 500, es importante tomar en cuenta la calidad del acabado de micro soldadura necesaria en los puntos de uniones de los circuitos eléctricos tanto para los cables de conexiones a tierra como para los cables de conexiones a positivos dirigidos a placa de arduino mega o a multiplexores.
- Es importante tomar en cuenta dentro del ensamblaje de la estructura de cabina de simulación de vuelo, las correctas dimensiones para cada uno de sus paneles acorde a su modelo de aeronave que está siendo simulado y con esas referencias ensamblar el

interior de su cabina dando las mismas impresiones de mandos y configuraciones internas que las de la aeronave real de su modelo de simulación.

- También dentro de la programación de los sistemas de la aeronave mediante su interfaz de HCSCI y una vez que ha sido descargada su data de configuración y programación de accionamientos y de luces indicadoras de los sistemas, se recomienda realizar una copia de respaldo de este data en el ordenador.

## Bibliografía

- Company, T. B. (01 de May de 2003). Aircraft Maintenance Manual B737 - ATA 31 - Instruments.
- DGAC, D. G. (30 de Julio de 2019). *Dirección General de Aviación Civil - Ecuador*. Recuperado el 10 de enero del 2021, de Regulaciones de Aviación Civil: <https://www.aviacioncivil.gob.ec/wp-content/uploads/downloads/2019/08/RDAC-60-FINAL.pdf>
- FAA, F. A. (29 de July de 1991). *Advisory Circular*. Recuperado el 13 de enero del 2021, de AC 120-40B: [https://www.faa.gov/documentLibrary/media/Advisory\\_Circular/120-40B1.pdf](https://www.faa.gov/documentLibrary/media/Advisory_Circular/120-40B1.pdf)
- FAA, F. A. (2018). *Regulations and Policies*. Recuperado el 15 de febrero del 2021, de Handbooks and Manuals: [https://www.faa.gov/regulations\\_policies/handbooks\\_manuals/aviation/media/amt\\_airframe\\_hb\\_vol\\_2.pdf](https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/media/amt_airframe_hb_vol_2.pdf)
- Heney, P. (16 de September de 2016). *Mobile Hydraulic Tips*. Recuperado el 19 de febrero del 2021, de Gerotor motors: 5 selection tips: <https://www.mobilehydraulictips.com/select-gerotor-motor/>
- Lufthansa, & LAN. (08 de March de 2005). Technical Training Manual B 737-300/400/500 - ATA 29 - Hydraulic Power. Obtenido de ATA 29 - HYDRAULIC POWER.
- Ortiz, G. A. (13 de Nov de 2009). *The International Journal of Aviation Psychology*. Recuperado el 17 de marzo del 2021, de Effectiveness of PC-Based Flight Simulation: [http://dx.doi.org/10.1207/s15327108ijap0403\\_5](http://dx.doi.org/10.1207/s15327108ijap0403_5)
- PacSim. (2010). *Partially enclosed, open back flight training device*. Recuperado el 02 de mayo del 2021, de Generic PS2.5: <https://pacificsimulators.com/generic-simulators/generic-ps2-5/>
- PRACTICAL CLASS. (s/f). Recuperado el 08 de mayo del 2021, de Avionics of aircraft (Boeing-737): flight instruments, warning and recording equipment, automatic flight control systems: <http://avionics.nau.edu.ua> ›
- Pumps, D. P. (23 de November de 2020). *Positive Displacement Pumps*. Recuperado el 20 de mayo del 2021, de External Gear Gump: <https://dienerprecisionpumps.com/positive-displacement-pumps/>

- Rolfe, J., & Caro, P. (1982). *Determining the training effectiveness of flight simulators*. Recuperado el 02 de Junio del 2021, de Some basic issues and practical developments: [https://doi.org/10.1016/0003-6870\(82\)90063-1](https://doi.org/10.1016/0003-6870(82)90063-1)
- SAE, S. o. (30 de Jun de 2008). *SAE INTERNATIONAL*. Recuperado el 08 de junio del 2021, de New SAE standards address engine components testing, hydraulics, anti-icing: <http://articles.sae.org/2917/>
- Tingly. (2014). *Flight with Boeing 737 Simulator in Vilnius for two*. Recuperado el 11 de junio del 2021, de <https://www.tingly.com/es/experiences/flight-boeing-737-simulator-vlnius-two>

# Anexos