



# ESPE

UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS  
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

**UNIDAD DE GESTIÓN DE  TECNOLOGÍAS**

**DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y  
MECÁNICA**

**CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN  
MOTORES**

**TRABAJO DE TITULACIÓN PREVIO A LA OBTENCIÓN DEL  
TÍTULO DE:**

**TECNÓLOGA EN MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN  
MOTORES**

**TEMA: "DESARROLLO DE UN SISTEMA EXPERIMENTAL  
QUE CONTROLE LA PRECISIÓN Y AMORTIGUAMIENTO DE  
LA PRESIÓN APLICADA EN LOS CONTROLES DE VUELO  
DEL SIMULADOR BOEING 737-800 NG, ADEMÁS DEL  
AFINAMIENTO DEL CONTROL ANALÓGICO DEL MISMO  
ELEMENTO"**

**AUTOR: RAMOS LASSO, CATHERINE ANDREA**

**DIRECTOR: ING. BAUTISTA ZURITA, RODRIGO CRISTÓBAL**

**LATACUNGA**

**2016**



**DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y MECÁNICA  
CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN MOTORES**

**CERTIFICACIÓN**

Certifico que el trabajo de titulación, “**DESARROLLO DE UN SISTEMA EXPERIMENTAL QUE CONTROLE LA PRECISIÓN Y AMORTIGUAMIENTO DE LA PRESIÓN APLICADA EN LOS CONTROLES DE VUELO DEL SIMULADOR BOEING 737-800 NG, ADEMÁS DEL, AFINAMIENTO DEL CONTROL ANALÓGICO DEL MISMO ELEMENTO**” realizado por la señorita **RAMOS LASSO CATHERINE ANDREA**, ha sido revisado en su totalidad y analizado por el software anti-plagio, el mismo cumple con los requisitos teóricos, científicos, técnicos, metodológicos y legales establecidos por la Universidad de Fuerzas Armadas ESPE, por lo tanto me permito acreditarlo y autorizar a la señorita **RAMOS LASSO CATHERINE ANDREA** para que lo sustente públicamente.

**Latacunga, 07 de octubre del 2016**

---

Ing. Rodrigo Cristóbal Bautista Zurita  
**DIRECTOR**



**DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y MECÁNICA  
CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN MOTORES**

### **AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD**

Yo, **RAMOS LASSO CATHERINE ANDREA**, con cédula de identidad N° 172192958-4, declaro que este trabajo de titulación **“DESARROLLO DE UN SISTEMA EXPERIMENTAL QUE CONTROLE LA PRECISIÓN Y AMORTIGUAMIENTO DE LA PRESIÓN APLICADA EN LOS CONTROLES DE VUELO DEL SIMULADOR BOEING 737-800 NG, ADEMÁS DEL, AFINAMIENTO DEL CONTROL ANALÓGICO DEL MISMO ELEMENTO”**, ha sido desarrollado considerando los métodos de investigación existentes, así como también se ha respetado los derechos intelectuales de terceros considerándose en las citas bibliográficas..

Consecuentemente declaro que este trabajo es de mi autoría, en virtud de ello me declaro responsable del contenido, veracidad y alcance de la investigación mencionada.

**Latacunga, 07 de octubre del 2016**

---

**CATHERINE ANDREA RAMOS LASSO**

**C.C.:172192958-4**



**DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y MECÁNICA  
CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN MOTORES**

**AUTORIZACIÓN**

Yo, **RAMOS LASSO CATHERINE ANDREA**, autorizo a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE publicar en la biblioteca Virtual de la institución el presente trabajo de titulación **“DESARROLLO DE UN SISTEMA EXPERIMENTAL QUE CONTROLE LA PRECISIÓN Y AMORTIGUAMIENTO DE LA PRESIÓN APLICADA EN LOS CONTROLES DE VUELO DEL SIMULADOR BOEING 737-800 NG, ADEMÁS DEL, AFINAMIENTO DEL CONTROL ANALÓGICO DEL MISMO ELEMENTO”** cuyo contenido, ideas y criterios son de mi autoría y responsabilidad.

**Latacunga, 07 de octubre del 2016**

---

**CATHERINE ANDREA RAMOS LASSO**

**C.C.: 172192958-4**

## DEDICATORIA

El presente trabajo está dedicado a Dios, porque día a día me brindado el regalo más grande que es la vida; y por estar conmigo en cada paso que doy cuidándome, levantándome, guiándome y brindándome la fuerzas necesarias para continuar en mi lucha diaria.

A mis amados padres, por su apoyo incondicional, quienes a pesar de la distancia siempre han estado conmigo; brindándome su apoyo y amor incondicional, creyendo en mí en todo momento y sin dudar de mis habilidades, ellos son un gran ejemplo de trabajo, esfuerzo y dedicación.

A mi hermana Laura, que es mi segunda madre, ella es quien me ha brindado día a día la fuerza necesaria; su confianza y comprensión me han sido de gran ayuda, ella es mi soporte y gran ejemplo. Me supo apoyar en los momentos más difíciles, sin mi hermana no estaría en este punto de mi vida.

A mi amado hijo Ezequiel, él es mi razón de ser y vivir...gracias a mi pequeño, retome mi carrera y sé que junto a él lograré mis metas y objetivos establecidos.

**RAMOS LASSO CATHERINE ANDREA**

## **AGRADECIMIENTO**

Agradezco a Dios quien ha derramado muchas bendiciones y me ha llenado de sabiduría para lograr alcanzar este proyecto, pues a lo largo de este tiempo me he puesto a prueba en cuanto a mis capacidades y conocimientos y el resultado ha llenado todas mis expectativas.

A mi mejor amigo Richard, si tuviera que hacer un listado para agradecerte por todo lo que haces por mí, creo que nunca acabaría, ha pasado tanto tiempo y de todo corazón te doy las gracias; fuiste una de las personas que estuvo a mi lado en mis momentos más difíciles, brindándome su apoyo incondicional, tuvimos nuestros momentos buenos y malos pero a pesar de todo siempre fuiste mi apoyo, te adoro, amigo de mi corazón.

A mí querido tutor el Ing. Rodrigo Bautista, quien a lo largo de mi formación académica y desarrollo del presente trabajo ha demostrado ser una persona honorable, justa y digna de admiración.

**RAMOS LASSO CATHERINE ANDREA**

## ÍNDICE

<b>CERTIFICACIÓN</b> .....	ii
<b>AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD</b> .....	iii
<b>AUTORIZACIÓN</b> .....	iv
<b>DEDICATORIA</b> .....	v
<b>AGRADECIMIENTO</b> .....	vi
<b>ÍNDICE</b> .....	vii
<b>ÍNDICE DE TABLAS</b> .....	x
<b>ÍNDICE DE FIGURAS</b> .....	xi
<b>RESUMEN</b> .....	xiv
<b>ABSTRACT</b> .....	xv
<b>CAPÍTULO I</b> .....	1
<b>PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA</b> .....	1
1.1 Antecedentes.....	1
1.2 Planteamiento del Problema.....	3
1.3 Justificación .....	4
1.4 Objetivos.....	5
1.4.1 Objetivo General.....	5
1.4.2 Objetivos Específicos.....	5
1.5 Alcance.....	6
<b>CAPÍTULO II</b> .....	7
<b>MARCO TEÓRICO</b> .....	7
2.1 Historia de la aeronave .....	7
2.2 Descripción de la aeronave.....	8
2.3 Superficies de control .....	10
2.4 Ejes del avión .....	11
2.4.1 Tipos de ejes de la aeronave .....	11
2.5 Superficies Primarias .....	13
2.5.1 Alerones .....	13
2.5.2 Timón de profundidad .....	14
2.5.3 Timón de dirección.....	15

2.6 Superficies de control secundarias. ....	16
2.6.1 Flaps.....	17
2.6.2 Slats .....	18
2.6.3 Spoilers o aerofrenos.....	19
2.7 Modos de accionamiento de las superficies de control. ....	19
2.8 Controles de vuelo del Boeing 737-800 .....	21
2.9 Componentes principales y subcomponentes .....	23
2.9.1 Control de alabeo (Roll) .....	23
2.9.2 Control de cabeceo (Pitch).....	28
2.9.3 Control de guiñada (Yaw) .....	32
2.10 Elementos electrónicos.....	33
2.10.1 Placas de alimentación. ....	33
2.10.2 Potenciómetros .....	35
2.10.3 Impresoras tridimensionales .....	36
2.11 Elemento mecánico. ....	37
2.11.1 Cilindros de doble efecto.....	37
2.12 Software utilizado. ....	38
2.12.1 Flight simulator X. ....	38
2.12.2 SC pascal. ....	41
<b>CAPÍTULO III</b> .....	<b>42</b>
<b>DESARROLLO DEL TEMA</b> .....	<b>42</b>
3.1 Preliminares.....	43
3.2 Recopilación de información .....	43
3.3 Equipo de Protección Personal (E.P.P.).....	44
3.4 Ubicación del simulador en la institución.....	47
3.5 Remoción de la suciedad y grasa .....	48
3.6 Revisión del sistema instalado. ....	49
3.7 Desmontaje de las cabrillas de control.....	51
3.8 Desmontaje de los sistemas de control antiguo. ....	53
3.9 Delimitación y diseño del sistema de censado. ....	54
3.9.1 Alabeo (Roll) .....	54
3.9.2 Cabeceo (Pitch) .....	56
3.9.3 Guiñada (Yaw).....	57



3.10 Aplicación de los nuevos potenciómetros. ....	59
3.11 Enlace con las placas de control.....	59
3.12 Instalación del sistema SHAKER. ....	60
3.13 Instalación del sistema de amortiguamiento. ....	61
3.14 Sistema lógico y de conectividad. ....	63
3.15 Pruebas de control.....	64
3.16 Diagramas de procesos .....	65
3.16.1 Planificación de tareas general. ....	67
3.17 Análisis económico .....	68
3.17.1 Gastos primarios.....	68
3.17.2 Gastos secundarios .....	69
3.17.3 Gastos totales .....	69
<b>CAPÍTULO IV</b> .....	70
<b>CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES</b> .....	70
4.1 Conclusiones .....	70
4.2 Recomendaciones .....	71
<b>GLOSARIO</b> .....	72
<b>BIBLIOGRAFÍA</b> .....	77

## ÍNDICE DE TABLAS

<b>Tabla 1</b> Características principales del Boeing 737-800 .....	9
<b>Tabla 2</b> Lectura de valores .....	60
<b>Tabla 3</b> Pruebas de control. ....	65
<b>Tabla 4</b> Simbología del diagrama de procesos.....	66
<b>Tabla 5</b> Lista gastos primarios.....	68
<b>Tabla 6</b> Lista gastos secundarios .....	69
<b>Tabla 7</b> Lista gastos totales .....	69

## ÍNDICE DE FIGURAS

<b>Figura 1</b> BAC 1-11 .....	7
<b>Figura 2</b> DC-9 .....	7
<b>Figura 3</b> Boeing 737-800.....	8
<b>Figura 4</b> Superficies de control.....	10
<b>Figura 5</b> Eje longitudinal.....	11
<b>Figura 6</b> Eje Transversal.....	12
<b>Figura 7</b> Eje vertical .....	12
<b>Figura 8</b> Alerones, funcionamiento y mando de control.....	13
<b>Figura 9</b> Movimiento de los alerones en la aeronave .....	14
<b>Figura 10</b> Timón de profundidad, funcionamiento y mando de control .....	14
<b>Figura 11</b> Movimiento del timón de profundidad en la aeronave .....	15
<b>Figura 12</b> Timón de dirección, funcionamiento y mando de control.....	15
<b>Figura 13</b> Movimiento del timón de dirección en la aeronave.....	16
<b>Figura 14</b> Superficies de control secundarios.....	16
<b>Figura 15</b> Movimiento de los Flaps .....	17
<b>Figura 16</b> Funcionamiento de los flaps.....	17
<b>Figura 17</b> Posición y desplazamiento del SLAT .....	18
<b>Figura 18</b> Movimiento de los SPOILER.....	19
<b>Figura 19</b> Fly by wire control B 737-800.....	20
<b>Figura 20</b> Ejemplo de FBW en aeronaves F15.....	20
<b>Figura 21</b> Principio de funcionamiento FBW .....	21
<b>Figura 22</b> Esquema hidráulico y controles de vuelo .....	22
<b>Figura 23</b> Control Wheel del Capitán .....	23
<b>Figura 24</b> Control Wheel .....	24
<b>Figura 25</b> Mecanismo de transferencia .....	25
<b>Figura 26</b> Sistema de control de trimado de las alas.....	26
<b>Figura 27</b> Sistema de congruencia hidráulica para el trimado .....	26
<b>Figura 28</b> Esquema de control hidráulico para las superficies de control ....	27
<b>Figura 29</b> Función de los swich de corte de sistema hidráulico .....	28
<b>Figura 30</b> Sistema de control de mecanismo TAB .....	28
<b>Figura 31</b> Ángulo de deflexión del Yoke de control .....	29

<b>Figura 32</b>	Sistema de alerta de entrada en STALL .....	31
<b>Figura 33</b>	Pedales de control del RUDDER.....	32
<b>Figura 34</b>	Esquema de control del RUDDER .....	33
<b>Figura 35</b>	Placa de control MADRE .....	34
<b>Figura 36</b>	Placa de control analógico .....	34
<b>Figura 37</b>	Tipos de potenciómetros .....	35
<b>Figura 38</b>	Impresora MAKERBOT .....	37
<b>Figura 39</b>	Cilindro de doble efecto .....	38
<b>Figura 40</b>	Estación de simulación con FSX.....	39
<b>Figura 41</b>	Simulador.....	40
<b>Figura 42</b>	Logotipo del programa PASCAL .....	41
<b>Figura 43</b>	Mascarilla.....	44
<b>Figura 44</b>	Gafa protector .....	45
<b>Figura 45</b>	Guantes .....	45
<b>Figura 46</b>	Overol .....	46
<b>Figura 47</b>	Botas punta de acero .....	46
<b>Figura 48</b>	Vista lateral de la cabina .....	47
<b>Figura 49</b>	Vista frontal.....	47
<b>Figura 50</b>	Limpieza con JP1 .....	48
<b>Figura 51</b>	Secado del componente .....	48
<b>Figura 52</b>	Potenciómetro de uso común.....	49
<b>Figura 53</b>	Cinta tire up o correas.....	50
<b>Figura 54</b>	Hilo se sujeción.....	50
<b>Figura 55</b>	Cable de unión.....	51
<b>Figura 56</b>	Tornillos de sujeción al eje .....	52
<b>Figura 57</b>	Pernos de sujeción .....	52
<b>Figura 58</b>	Potenciómetros en los ejes .....	53
<b>Figura 59</b>	Test de precisión.....	54
<b>Figura 60</b>	Perspectiva de la impresión 3D del ROLL CONTROL.....	55
<b>Figura 61</b>	Ensamble del ROLL CONTROL.....	55
<b>Figura 62</b>	Esquema de la impresión 3D del PICH. ....	56
<b>Figura 63</b>	Limpieza del sensor de posición del PICH. ....	57
<b>Figura 64</b>	Ensamble de los componentes del PICH CONTROL. ....	57
<b>Figura 65</b>	Esquema del YAW CONTROL.....	58

<b>Figura 66</b> Instalación del YAW CONTROL.....	58
<b>Figura 67</b> Instalación del STICK SHAKER .....	61
<b>Figura 68</b> Instalación y acoplamiento de los amortiguadores .....	62
<b>Figura 69</b> Resultado final de la instalación. ....	62
<b>Figura 70</b> Lógica de conectividad del simulador.....	63
<b>Figura 71</b> Pruebas de sensibilidad. ....	64

## RESUMEN

El presente proyecto busca de forma técnica resolver o solventar ciertas fallas que poseía inicialmente el sistema de control de vuelo del simulador **BOEING 737** de la Unidad de Gestión de Tecnologías, una de estas era la pérdida instantánea de la **PRECISIÓN** de la posición de cualquiera de los controles de vuelo, aquel inconveniente se solucionó colocando resistencias variables o potenciómetros, de fabricación francesa SEMIP, con un nivel de precisión de 98%, estos fueron implantados en cada uno de los ejes de control, además se realizó un nuevo estudio para la adición de los mismos al simulador, esto con el fin de que no existan oscilaciones, disminuyendo la efectividad del elemento censado, para lograr esto, se realizaron mediciones y un análisis de donde sería el mejor lugar para colocar los elementos, posterior a ello, se realizaron diseños **EXPERIMENTALES**, para solventar dicha premisa, en software CAD. Una vez realizado esto, y revisado, se procedió a la construcción de cada una de las partes previamente diseñadas en una impresora 3D, con plástico industrial ABS. Posterior a ello se ensamblaron los componentes y se procedió a conectar a las placas de control del simulador, una vez comprobado, se continuó con la solución de la excesiva fuerza que se necesitaba para mover los controles de vuelo, para ello se aplicó un ensamblaje mixto que hace uso de la presión neumática, y la tracción de un resorte mecánico, con todas estas características se pudo realizar el **AFINAMIENTO** del control analógico del **SIMULADOR BOEING 737-800**.

### PALABRAS CLAVE

- **BOEING 737**
- **PRECISIÓN**
- **EXPERIMENTALES**
- **AFINAMIENTO**

## ABSTRACT

The project will solve technically certain failures that the **BOEING 737** flight control system of simulator had at UGT-ESPE, one of these was the instant loss of **ACCURACY** position of any on the flight controls, that problem has been solved by placing variable resistors or potentiometers, French-made SEMIP, with an accuracy level of 98%, these were implanted in each of the control axes, furthermore, a new study was realized in the addition of them at simulator, this is in order that there are no oscillations, reducing the effectiveness of census element, to achieve this, measurement and an analysis were applied in order to know where would be the best place to put the elements, after this, **EXPERIMENTAL** designs were conducted to solve this premise, in CAD software, once this will be completed, and revised each part was built in a 3D printer, with ABS industrial plastic. After this the components were assembled to connect to the electronic control cards simulator, after it was checked, it continued with the solution of excessive force, it was needed to move the flight controls for this a mixed assembly was applied which uses air pressure, and traction of a mechanical spring, with all these features the analog control **REFINING SIMULATOR BOEING 737-800** was made.

## KEYWORDS

- BOEING 737
- ACCURACY
- EXPERIMENTAL
- REFINING

---

Lic. Diego I. Granja Peñaherrera  
**Jefe Secc. Dpto. Lenguas UGT**

# CAPÍTULO I

## PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

### EL TEMA:

DESARROLLO DE UN SISTEMA EXPERIMENTAL QUE CONTROLE LA PRECISIÓN Y AMORTIGUAMIENTO DE LA PRESIÓN APLICADA EN LOS CONTROLES DE VUELO DEL SIMULADOR BOEING 737-800 NG, ADEMÁS DEL AFINAMIENTO DEL CONTROL ANALÓGICO DEL MISMO ELEMENTO.

### 1.1 Antecedentes

En la ciudad de Latacunga, provincia de Cotopaxi está ubicada la Unidad de Gestión de Tecnologías ESPE que es una Institución de educación Superior, creada el 08 de Noviembre de 1999, con el nombre Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico, es el único centro de instrucción de aeronáutica civil para formación de mecánicos de mantenimiento de aeronaves avalada por la Dirección General de Aviación Civil con habilitación RDAC parte 147.

Con fecha 13 de enero de 2014, el Honorable Consejo Universitario Provisional de la Universidad de las Fuerzas Armadas – ESPE, aprueba la creación de la Unidad de Gestión de Tecnologías – UGT, consolidando así la integración del Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico – ITSA a la Universidad.

La Unidad antes mencionada, al ser aprobada por la Dirección General de Aviación Civil DGAC; está obligada a cumplir con las directivas y obligaciones marcadas por la entidad competente, como por ejemplo se puede citar de la RDAC 147 capítulo C Reglas de operación la sección 147.205 parte c y d, donde, se especifica que las escuelas de formación de



mecánicos deberá tener y mantener en condiciones adecuadas de almacenamiento el siguiente equipo de instrucción como sea apropiado a la habilitación que se busca o que registra en las ESINS (Especificaciones de Instrucción):

- Diferentes tipos de estructuras de aeronave, los sistemas y componentes de las mismas, diversos motores, sus sistemas, accesorios y componentes (incluyendo hélices) y distintos equipos de aviónica, en una cantidad adecuada para completar la instrucción práctica requerida por el curso aprobado.
- El CIAC deberá asegurarse que la(s) aeronave(s), motor(es), hélice(s), equipos o componentes con los que cuenta, sean suficientemente diversificados para mostrar los distintos métodos de construcción, ensamblaje, inspección y operación cuando se encuentren instalados en la aeronave para su uso.
- El acceso por lo menos a una aeronave de un tipo aceptable por la AAC, así como al número suficiente de unidades de material descrito en los párrafos anteriores de esta sección.
- El equipo requerido no necesita estar en una condición aeronavegable y si está dañado, antes de ser usado por el CIAC deberá ser reparado a un nivel que permita lograr un ensamblaje completo y/o una instrucción adecuada.

Es importante recalcar que los requerimientos antes mencionados han dado lugar a ciertos proyectos emblemáticos de desarrollo como el que se conoce como el proyecto avión Fairchild, y el proyecto simulador de vuelo, son de gran notabilidad que estos dos últimos hayan sido el producto de encomiables esfuerzos por parte de estudiantes, profesores, personal administrativo y la colaboración de empresas externas.

El proyecto denominado simulador es desarrollado en diferentes ejes, y sus primeros progresos fueron dándose en la medida que se adquiría el conocimiento para manufacturar, manipular y operar este tipo de equipos que son totalmente nuevos en esta área y sobre todo muy escasos en el país existiendo solo 2 en Ecuador. El simulador de vuelo, se ha ido desarrollando, y sentando las bases con el esfuerzo de varios docentes.

Ellos son los que en sus investigaciones cimentaron la línea del desarrollo tecnológico en estos equipos. Es por ello que es imprescindible continuar desarrollando y acrecentando el conocimiento en áreas que por considerarse en ocasiones “no relevantes” se pueden perder, y con ello conllevando a que la institución pierda valiosos recursos en conocimientos y equipos de esta índole.

## **1.2 Planteamiento del Problema**

En el último año el Simulador de vuelo perteneciente a la Unidad de Gestión de Tecnologías ha sido participe de la atención y reconocimiento de varias personas e instituciones como el Centro de Mantenimiento Aeronáutico (CEMA), el Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (CID-FAE), y reconocido por entidades como la Dirección General de Aviación Civil (DGAC), pero este tipo de proyectos, en otras palabras, estas investigaciones de largo plazo, en sus fases iniciales son afectadas por un conjunto de ideas innovadoras enfocadas a mejorar la función, eficacia, y eficiencia del equipo al que hace referencia este documento.

Una de las líneas de desarrollo que se busca solucionar es un inconveniente que poseía el equipo, el cual se enfoca en recuperar la movilidad de los controles de vuelo, dichos, controles deben ser capaces de interactuar con el simulador, y además tener cierto conjunto de características para poder ser implementado, este acto se realizó de forma efectiva, dando como resultado la activación de los controles de vuelo, pero existieron inconvenientes, que persistieron posterior a su implementación como por ejemplo.

- Nivel de fidelidad y precisión no alcanzado.
- Asimetricidad de respuesta al simulador fluctuante.
- Sistema de amortiguamiento mecánico difícil de calibrar.

Con esto no se quiere decir, que el proyecto aplicado a los controles de vuelo sea un desastre, el lector siempre debe enfocarse que para poder obtener avances de desarrollo en cualquier tema de investigación sea este aeronáutico o no, las falencias existirán, y es por las falencias que los procesos productivos que se crean productos de calidad, al existir fallas de desarrollo o diseño estas pueden ser corregidas dando lugar a una nueva forma de visualizar el problema y creando forma ingeniosas de afrontar la problemática con la aplicación de la tecnología.

Es importante que se complete de desarrollar todas las ideas aplicables a este tipo de plataformas, primero porque el conocimiento, y la destreza al manejar este tipo de equipos puede ser de dominio de la institución, convirtiéndose en icono del desarrollo de este tipo de tecnologías en Sudamérica. Los problemas técnicos que se plantearon afectan directamente al rendimiento del simulador porque si bien es cierta, la posibilidad de volar se amplió, el mismo hecho de lograrlo es imposible, por el gran grado de variabilidad de los equipos instalados que los hace impresionantemente imprecisos.

Problemas como los planteados en este capítulo de crecentan las posibilidades de poseer un equipo, que la Autoridad de Aviación Civil (AAC), certifique, los estudiantes o usuarios del simulador, no podrán experimentar la sensación del vuelo, pues los controles no son equivalentes, causando confusión y en ciertos casos desilusión por parte del usuario, y el proyecto continuaría como incompleto faltándole así el conjunto concerniente al ATA 27 (Controles de Vuelo).

### **1.3 Justificación**

La Unidad de Gestión de Tecnologías no está enfocada a la formación de personal de cabina o tripulantes, es decir no forma pilotos, y la interrogante que el lector se plantee, es ¿Por qué tener un simulador de vuelo si nadie va volar? Dicha interrogante es ampliamente despejada al entender que los controles de vuelo comprenden todo un capítulo (ATA 27), y que se conecta directamente al control hidráulico (ATA 29) que es

controlado por el FBW (FLY BY WIRE) que recibe la señal de un potenciómetro.

Como se puede leer, el contenido correlacionado a la función de los controles de vuelo, en el simulador, es ampliamente estudiada por el docente mientras se encuentra en clase, pasa a la fase de prácticas y puede observar el control de vuelo en el simulador de forma segura, con un número de horas amplio y permitiéndole ver de primera mano las experiencias que se tiene y cómo responden los controles de vuelo de una aeronave.

El alcanzar la “precisión” en los controles de vuelo le permite a la Unidad de Gestión De Tecnologías lograr la certificación del simulador como plataforma de entrenamiento básico, una de las pocas que existen en Sudamérica y la única de ese tipo en el país. En una perspectiva general, y desde el punto de vista de la investigadora, es necesario completar con el proceso de mejora de los proyectos enfocados al simulador, por que mejora el nivel de conocimiento; existe una línea de investigación que pasa de estudiante a estudiante, generando así transferencia del conocimiento y la institución, con el esfuerzo debido, y el apoyo adecuado, puede llevarle a convertirse en icono de la calidad a la formación de sus estudiantes, en el país.

## **1.4 Objetivos**

### **1.4.1 Objetivo General**

Desarrollar un sistema experimental que controle la precisión y amortiguamiento de los controles de vuelo del simulador Boeing 737-800 NG, perteneciente a la Unidad de Gestión de Tecnologías-ESPE, mediante la inclusión de un equipo electrónico.

### **1.4.2 Objetivos Específicos**

- Determinar el estado inicial de los equipos y plantear soluciones a las problemáticas de precisión y amortiguamiento.

- Incorporar el nuevo equipo electrónico y el equipo experimental de amortiguamiento.
- Realizar pruebas operacionales y funcionales de los equipos que se integraron al sistema del simulador.

### **1.5 Alcance**

El proyecto tiene como alcance al personal involucrado en la realización de la puesta en marcha, operación y mantenimiento del equipo denominado simulador, además de ellos están también correlacionados todos aquellos estudiantes de mecánica aeronáutica mención motores y aviones de la Unidad de Gestión de Tecnologías ESPE, que en su fase de adiestramiento profesional dentro de la Unidad; sean partícipes, copartícipes o usuarios del simulador al que hace referencia.

## CAPÍTULO II

### MARCO TEÓRICO

#### 2.1 Historia de la aeronave

En el año de 1964; la compañía estadounidense Boeing Commercial Airplanes, dio inicio al desarrollo del Boeing 737, para cubrir su necesidad de contar con un producto que lograra competir, en el mercado de transporte aéreo de corto alcance; que fue abierto por el BAC 1-11 y el Douglas DC-9, Boeing estuvo muy atrasado en la competencia, ya que, sus dos opositores tenían certificados de vuelo vigentes.



**Figura 1** BAC 1-11

**Fuente:** (Fly away, 2014)



**Figura 2** DC-9

**Fuente:** (Transport, 1995-2016)

El Boeing 737; es una aeronave bimotor a reacción, de fuselaje estrecho de corto a medio alcance y se desarrolló como una versión derivada de los 707 y 727, por ejemplo, buena parte del fuselaje, compuertas, paneles diversos y distribución interior; incluso los motores eran los mismos, instalados, no obstante, de manera convencional por debajo del ala, su primer vuelo fue realizado el 9 de abril 1967 y entro en servicio el 10 de febrero de 1968.

A partir del Boeing 737 se han ido fabricando nueve variantes distintas; considerando como la NEXT GENERATION (que incluyó una nueva ala mejorada y agrandada, mayores velocidades de crucero, mayores alcances, un mantenimiento más económico y aviónica mejorada) al -600, -700, -800 y -900. Está previsto que las variantes antes mencionadas sean remplazadas en un futuro, por una versión modernizada conocida como Boeing 737 MAX. (Philmarin, 2016)

## 2.2 Descripción de la aeronave

El avión de pasajeros bimotor Boeing 737-800, pertenece a la “Next Generation” de aviones de pasillo único más rentable, fiable y capaz, diseñado para el corto y mediano enrutamiento. Hizo su primer vuelo el 31 de julio de 1997, es una versión alargada del 737-700, y sustituye al 737-400. La aeronave tiene capacidad para 162 pasajeros en una configuración de dos clases, o 189 en la configuración de una clase.



**Figura 3** Boeing 737-800

**Fuente:** (Boeing, ModoCharlie, 2015)

**Tabla 1**

Características principales del Boeing 737-800

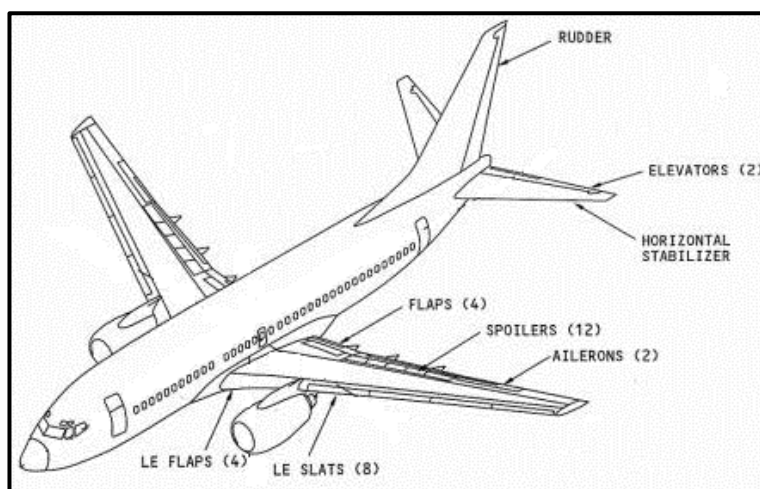
<b>Fabricante</b>	Boeing
<b>Categoría</b>	Jet
<b>Rendimiento</b>	
<b>Velocidad de crucero</b>	472 nudos
<b>Alcance máximo</b>	3.115 millas náuticas
<b>Altura crucero</b>	18.450 m
<b>Especificaciones motor</b>	
<b>Tipo de motor</b>	Jet doble
<b>Modelo del motor</b>	CFMI CFM56-7
<b>Capacidad de peso</b>	
<b>Peso máximo (vuelo)</b>	78,390 kg.
<b>Peso máximo (aterrizaje)</b>	65,835 kg.
<b>Peso máximo (sin gasolina)</b>	62,235 kg.
<b>Carga útil máxima</b>	21150 kg.
<b>Peso vacío standard</b>	41,085kg.
<b>Peso de combustible</b>	20,728 kg.
<b>Combustible (volumen)</b>	26,125 lt.
<b>Dimensiones</b>	
<b>Cabina (alto)</b>	2.20 m.
<b>Cabina (longitud)</b>	29.97 m.
<b>Cabina (ancho)</b>	3.53 m.
<b>Equipaje (volumen)</b>	45 m <sup>3</sup>
<b>Longitud</b>	39.50 m.
<b>Envergadura</b>	34.30 m.



## 2.3 Superficies de control

Las superficies de control son aquellos modos a través de los cuales el avión se mueve y puede girar, además, de que un avión vuele es necesario que este vuelo se lo realice bajo el control del piloto. Los pioneros de la aviación, se enfocaron en elevar sus diseños que no prestaron mucha atención en cuanto a las superficies de control. Una de las contribuciones de los hermanos Wright fue el sistema de control del avión sobre sus tres ejes; su Flyer disponía de timón de profundidad, timón de dirección, y de un sistema de torsión de las alas que producía el alabeo

Por otro lado, es de gran interés contar con dispositivos que, aporten sustentación adicional (o no-sustentación) facilitando la realización de ciertas maniobras. Para lograr una u otra funcionalidad se emplean superficies aerodinámicas, denominándose primarias a las que proporcionan control y secundarias a las que modifican la sustentación. Las superficies de mando y control son las superficies aerodinámicas que se emplean para controlar la aeronave; estas superficies móviles, al exponerse al viento, proporcionan fuerzas que sirven para controlar la aeronave (Oñate, 1994). Es lo que hace que el avión se mueva sobre uno o más de sus ejes, incremente la sustentación, o aumente la resistencia.



**Figura 4** Superficies de control

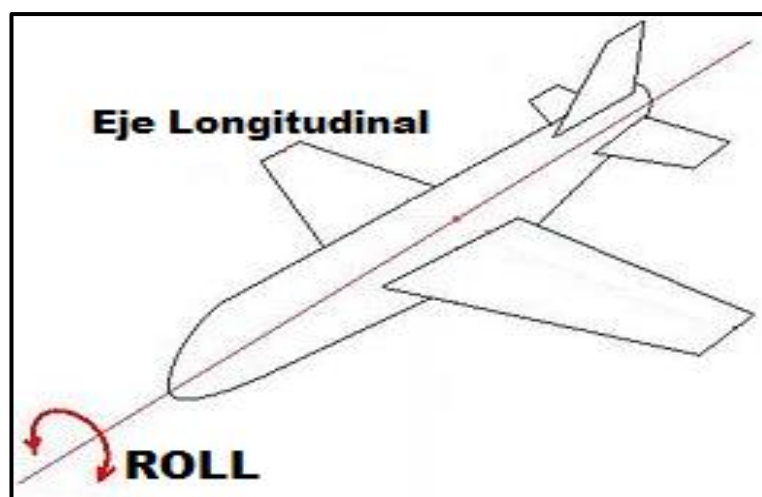
**Fuente:** (Oni.escuelas, 2003)

## 2.4 Ejes del avión

Se trata de líneas rectas imaginarias e ideales trazadas sobre el avión. La aeronave tiene tres desplazamientos angulares; los cuales se los realiza en tres ejes imaginarios de la aeronave, el origen de donde salen los tres ejes recibe el nombre de “centro de gravedad”; para controlar la posición y la dirección el piloto debe ser capaz de controlar la rotación alrededor de cada uno de ellos.

### 2.4.1 Tipos de ejes de la aeronave

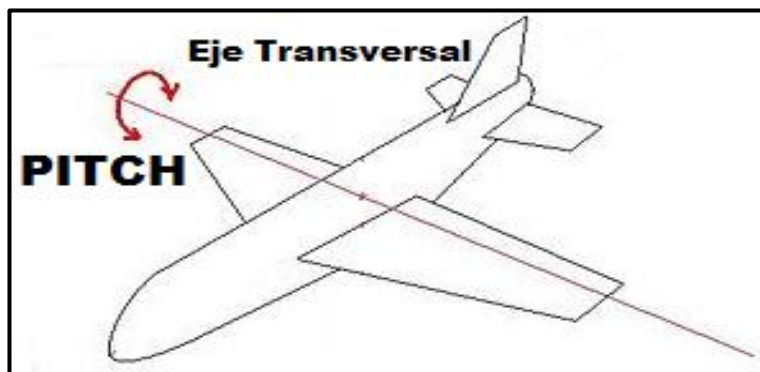
**Eje longitudinal.-** Es el eje imaginario que pasa a través de la aeronave desde la nariz hasta la cola. El movimiento que realiza la aeronave alrededor de este eje se denomina “ROLL” o alabeo; el piloto cambia el ángulo de inclinación mediante el aumento de la elevación en una de las alas y la disminución en la otra. Esta elevación diferencial provoca la rotación del banco alrededor del eje longitudinal. Los alerones son el control principal del banco. El timón de dirección también tiene un efecto secundario en la orilla.



**Figura 5** Eje longitudinal

**Fuente:** (Aviónmov3, 2013)

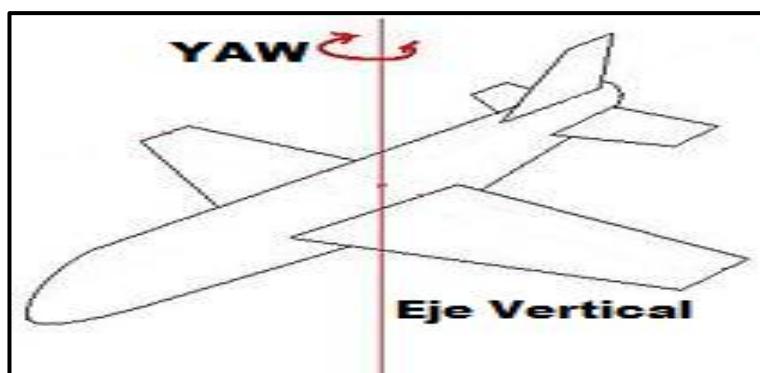
**Eje transversal.-** Conocido como eje lateral, es el eje imaginario que va desde el extremo de un ala al extremo de la otra. La rotación alrededor de este eje se denomina campo, y el movimiento que realiza la aeronave alrededor de este eje se denomina "PITCH" o cabeceo. El piloto desde la cabina, es capaz de cambiar la orientación en relación a este eje a través del timón de profundidad; produciendo una elevación del morro del avión.



**Figura 6 Eje Transversal**

**Fuente:** (Aviónmov3, 2013)

**Eje vertical.-** Es un eje imaginario que es perpendicular a los ejes transversal y longitudinal; este eje pasa por el centro de gravedad de arriba hacia abajo. El movimiento que se realiza a través de este eje se denomina "YAW" o guiñada. La guiñada cambia la dirección de la nariz del avión; apunta, a la izquierda o a la derecha, el control primario de guiñada es con el timón de dirección los alerones también tienen un efecto secundario en el movimiento de la guiñada.



**Figura 7 Eje vertical**

**Fuente:** (Aviónmov3, 2013)

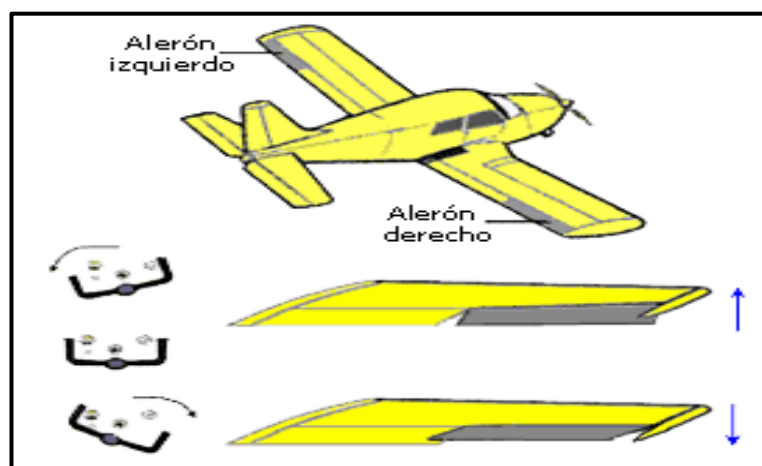
## 2.5 Superficies Primarias

Son superficies aerodinámicas móviles, que son accionadas por el piloto en la cabina de vuelo a través de los mandos de control que son la cabrilla o cuernos y los pedales, estos modifican la aerodinámica de la aeronave provocando el desplazamiento de este sobre sus ejes y de esta manera el seguimiento de la trayectoria de vuelo deseada.

Las superficies de control son tres: alerones, timón de profundidad y timón de dirección. El movimiento en torno a cada eje se controla mediante una de estas tres superficies. La diferencia entre un piloto y un conductor de aviones es el uso adecuado de los controles para lograr un movimiento coordinado. A continuación se describe cada una de las superficies de control, como funcionan, y como las acciona el piloto.

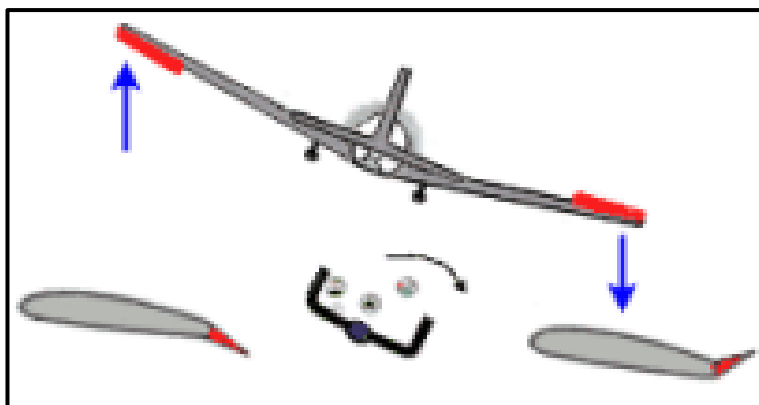
### 2.5.1 Alerones

Son superficies móviles que están localizadas en el borde posterior del ala o borde de salida, el movimiento de los alerones se da en el eje longitudinal, es anti simétrico (uno sube y el otro baja); provocando mayor sustentación el alerón que desciende. El piloto acciona los alerones girando el volante de control o cabrilla ("cuernos") a la izquierda o la derecha, o en algunos aviones moviendo la palanca de mando a la izquierda o la derecha.



**Figura 8** Alerones, funcionamiento y mando de control

**Fuente:** (Muñoz, 2013)

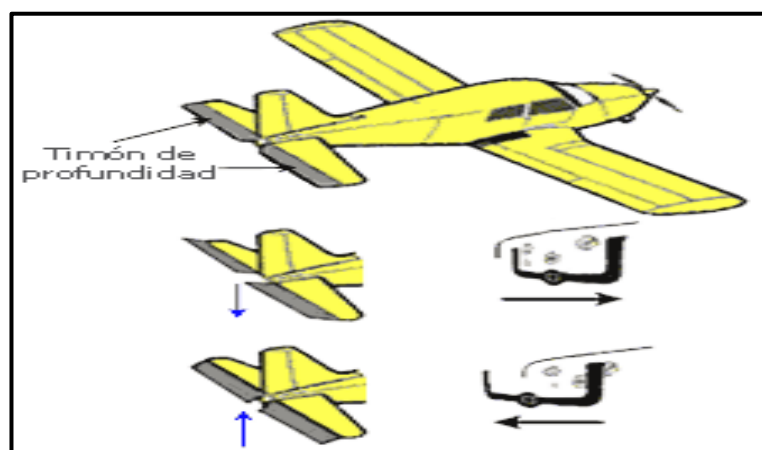


**Figura 9** Movimiento de los alerones en la aeronave

**Fuente:** (Control de vuelo, 2014)

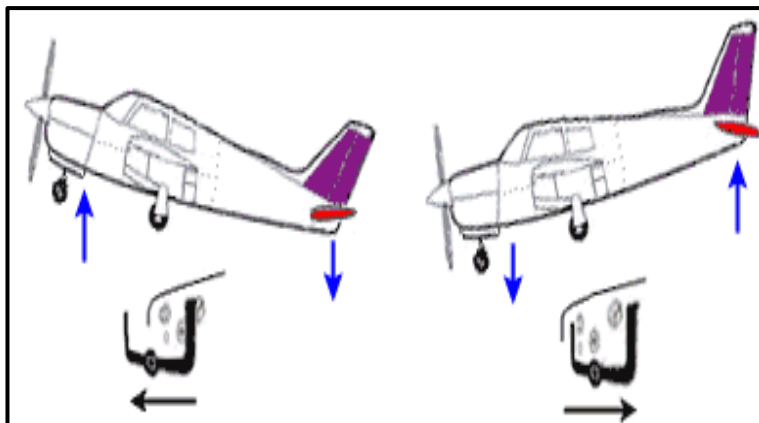
### 2.5.2 Timón de profundidad

Son aquellas superficies móviles localizadas en la cola de la aeronave; al igual que el alabeo su mando de control es la cabrilla con un movimiento de atrás hacia adelante. Su desplazamiento es hacia arriba y hacia abajo, logrando que el morro o nariz se mueva de la misma manera. Aunque su nombre podría sugerir que se encarga de hacer elevarse o descender al avión, en realidad su accionamiento provoca el movimiento de cabeceo del avión (morro arriba o morro abajo) sobre su eje transversal. Obviamente, el movimiento de cabeceo del avión provoca la modificación del ángulo de ataque; es decir que el mando de control del timón de profundidad controla el ángulo de ataque.



**Figura 10** Timón de profundidad, funcionamiento y mando de control

**Fuente:** (Muñoz, 2013)

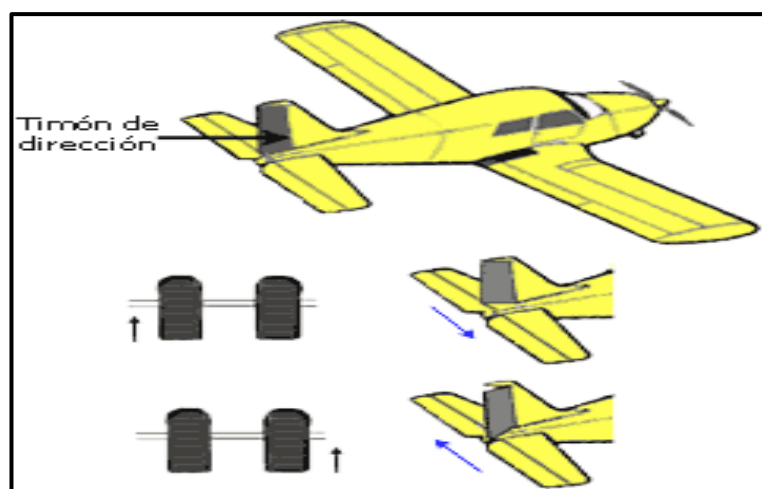


**Figura 11** Movimiento del timón de profundidad en la aeronave

**Fuente:** (Control de vuelo, 2014)

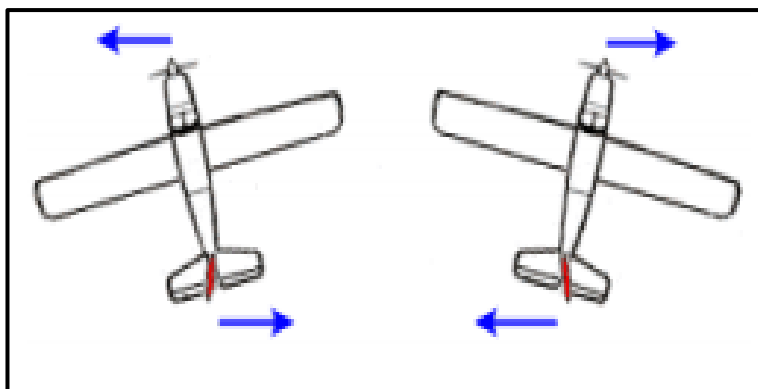
### 2.5.3 Timón de dirección

Es aquella superficie móvil que está unida al estabilizador horizontal o timón de profundidad. Es controlada por medio de los pedales, logrando un movimiento de izquierda o derecha del morro o nariz de la aeronave. Provocando el movimiento de guiñada del avión sobre su eje vertical, sin embargo ello no hace virar el aparato, sino que se suele utilizar para equilibrar las fuerzas en los virajes o para centrar el avión en la trayectoria deseada. Suele tener una deflexión máxima de  $30^\circ$  a cada lado.



**Figura 12** Timón de dirección, funcionamiento y mando de control

**Fuente:** (Muñoz, 2013)

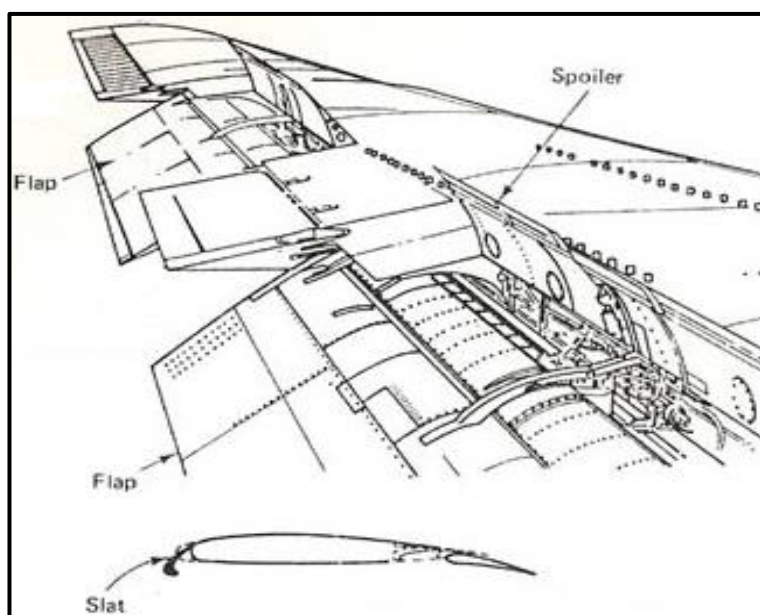


**Figura 13** Movimiento del timón de dirección en la aeronave

**Fuente:** (Control de vuelo, 2014)

## 2.6 Superficies de control secundarias.

Las superficies de control secundarias se utilizan en general para modificar la sustentación del avión y hacer más fáciles muchas maniobras, es posible disminuir la velocidad que sostiene a un avión en vuelo mediante el control de la capa límite, modificando la curvatura del perfil, o aumentando la superficie alar. Las superficies que realizan una o más de estas funciones se denominan superficies hipersustentadoras.

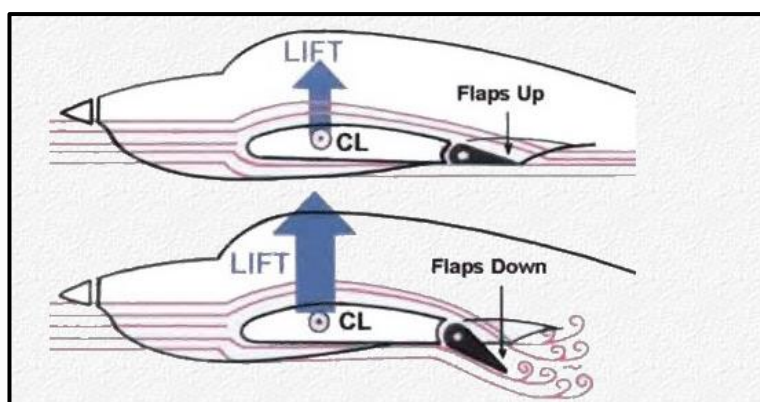


**Figura 14** Superficies de control secundarios

**Fuente:** (López, 2015)

### 2.6.1 Flaps

Son dispositivos hipersustentadores, cuya función es la de aumentar la sustentación del avión cuando este vuela a velocidades inferiores para las cuales se ha diseñado el ala. Están situados en la parte interior trasera de las alas, se deflecan hacia abajo de forma simétrica, en uno o más ángulos, con lo cual cambian la curvatura del perfil del ala (más pronunciada en el extradós y menos pronunciada en el intradós), la superficie alar y el ángulo de incidencia, provocando un aumento en la sustentación de la aeronave.



**Figura 15** Movimiento de los Flaps

**Fuente:** (Area-tecnologia, 2014)

Se accionan desde la cabina, bien por una palanca, por un sistema eléctrico, o cualquier otro sistema, con varios grados de calaje ( $10^\circ$ ,  $15^\circ$ , etc.) correspondientes a distintas posiciones de la palanca o interruptor eléctrico, y no se bajan o suben en todo su calaje de una vez, sino gradualmente. En general, deflexiones de flaps de hasta unos  $15^\circ$  aumentan la sustentación con poca resistencia adicional, pero deflexiones mayores incrementan la resistencia en mayor proporción que la sustentación.



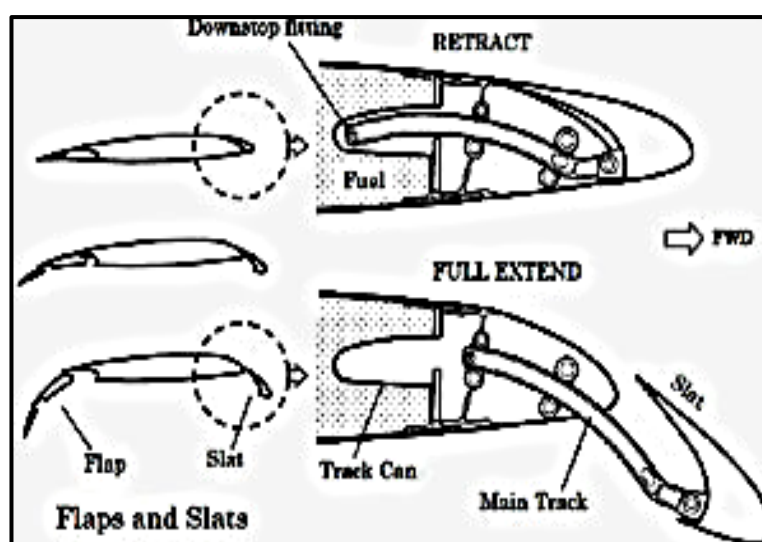
**Figura 16** Funcionamiento de los flaps

**Fuente:** (Control de vuelo, 2014)



## 2.6.2 Slats

Son superficies que actúan de modo similar a los flaps; están situadas en la parte anterior del ala, al deflactarse canalizan hacia el extrados una corriente de aire de alta velocidad que aumenta la sustentación permitiendo alcanzar mayores ángulos de ataque sin entrar en pérdida. Se emplean generalmente en grandes aviones para aumentar la sustentación en operaciones a baja velocidad (aterrizajes y despegues), aunque también hay modelos de aviones ligeros que disponen de ellos.



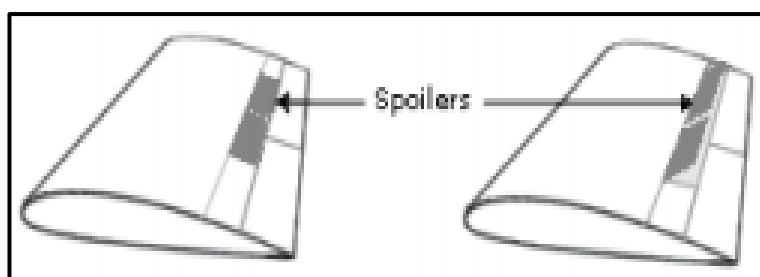
**Figura 17** Posición y desplazamiento del SLAT

**Fuente:** (Boeing, ATA 27, 2005)

En muchos casos su despliegue y repliegue se realiza de forma automática; mientras la presión ejercida sobre ellos es suficiente los slats permanecen retraídos, pero cuando esta presión disminuye hasta un determinado nivel (cerca de la velocidad de pérdida) los slats se despliegan de forma automática. Debido al súbito incremento o disminución (según se extiendan o replieguen) de la sustentación en velocidades cercanas a la pérdida, se debe extremar la atención cuando se vuela a velocidades bajas en aviones con este tipo de dispositivo.

### 2.6.3 Spoilers o aerofrenos

Son superficies aerodinámicas situadas en el extradós del ala, el objetivo de esta superficie es disminuir la sustentación del avión, y su posición normal es plegada, formando parte del contorno aerodinámico del ala. Se emplean sobre todo en reactores que desarrollan altas velocidades, y sirven para frenar el avión en vuelo, perder velocidad y facilitar el aterrizaje, ayudar a frenar en tierra, y en algunos aviones como complemento de los alerones para el control lateral y los virajes en vuelo.



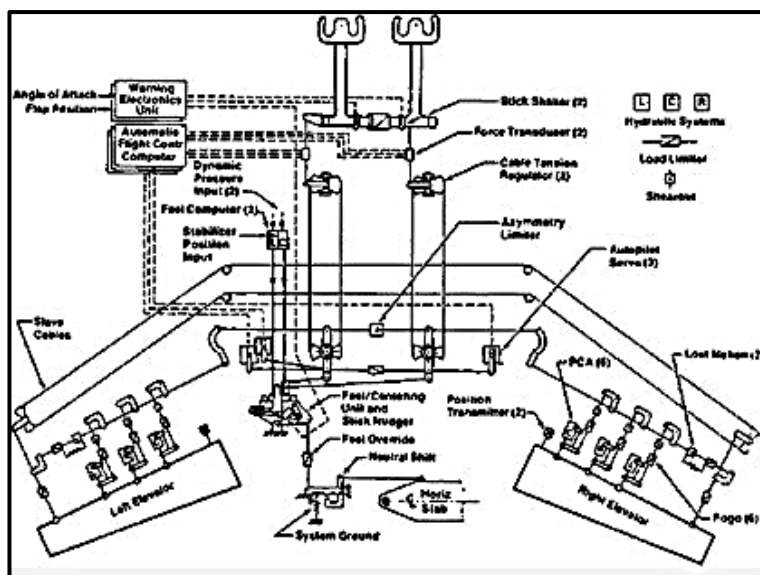
**Figura 18** Movimiento de los SPOILER

**Fuente:** (Control de vuelo, 2014)

### 2.7 Modos de accionamiento de las superficies de control.

Con el paso del tiempo las aeronaves han desarrollado diversas formas con las cuales realizan el accionamiento de las superficies de control, sean estas secundarias o primarias, es conocido que existen medios mecánicos, electromecánicos, electrohidráulico y el FLY BY WIRE para accionar las superficies de control del avión.

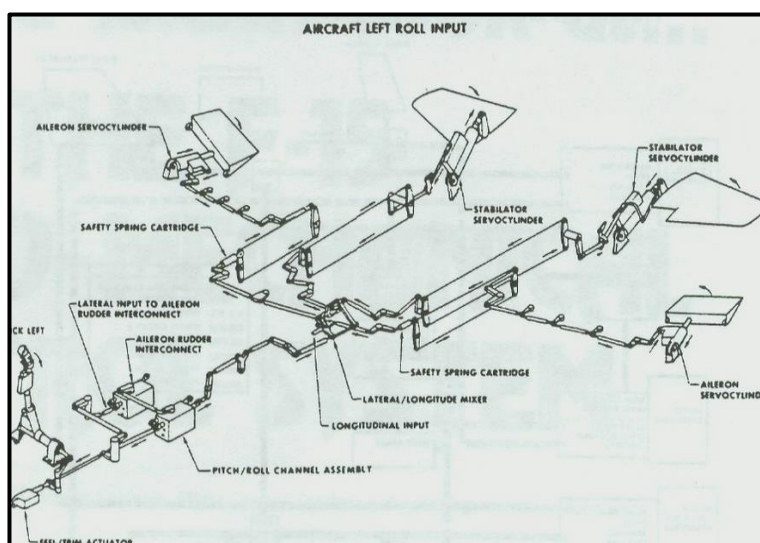
El sistema de mando manual, utilizaban las primeras aeronaves, y básicamente estaba basado en los primeros diseños de las aeronaves, hace uso de los principios mecánicos de palanca, y polea, un ejemplo de estos sistemas de control es el T 34 Mentor de entrenamiento en la escuela ESMA, este posee controles de vuelo basado en palancas y cadenas que transmiten el movimiento a las superficies de control.



**Figura 19** Fly by wire control B 737-800

**Fuente:** (Boeing, ATA 27, 2005)

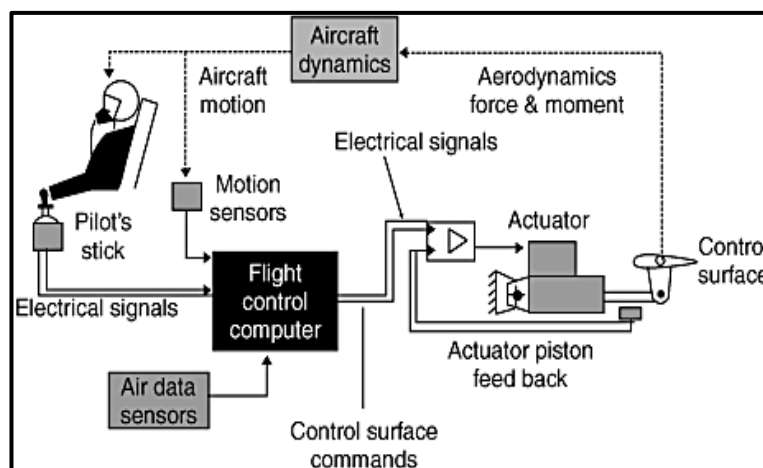
Controles mixtos como los controles hidráulicos actuados por servo cilindros, esta innovación se dio a conocer a inicios de los años 60, con los primeros aviones a reacción, estos necesitaban una fuerza mucho mayor de la que se pudiera generar a través de un conjunto multiplicador mecánico, en cambio se adaptaron cilindros hidráulicos, estos permitieron transformar el movimiento de desplazamiento de gran torque.



**Figura 20** Ejemplo de FBW en aeronaves F15

**Fuente:** (Avionestodo, 2015)

Por último se puede nombrar el sistema FLY BY WIRE su idea de desarrollo nace a finales de los 80, el primer avión que porto computadoras que median las condiciones externas, realizaba cálculos y le indicaba a las superficies de control en qué posición estar para obtener el máximo de la eficiencia en la aeronave, así como reducir el esfuerzo al manipular los controles de la aeronave, la primera empresa civil que hizo uso de este sistema fue la compañía BOEING, y adaptó a sus aeronaves el sistema de vuelo basado en cálculos por computadora

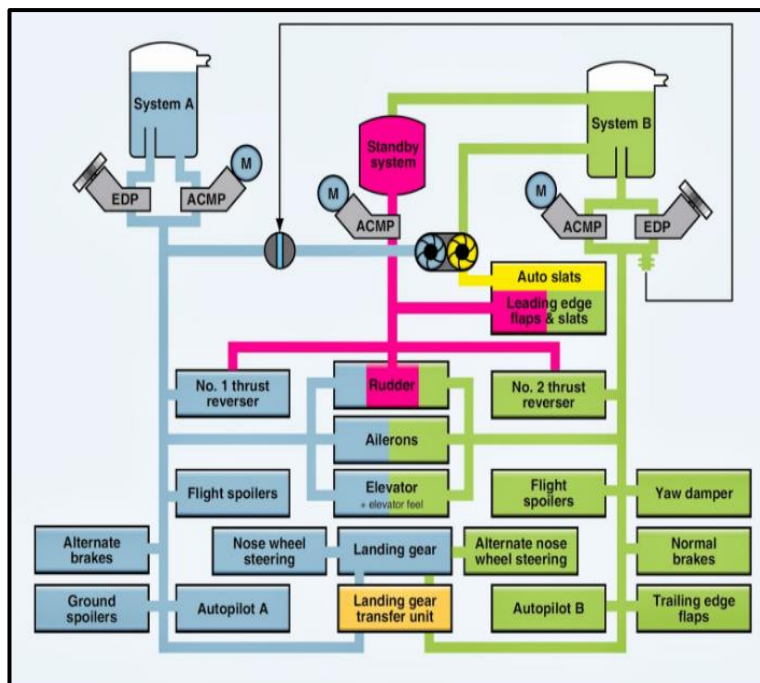


**Figura 21** Principio de funcionamiento FBW

**Fuente:** (Aircrafts, 2014)

## 2.8 Controles de vuelo del Boeing 737-800

Los datos aquí expuestos, se basan en la transcripción de las anotaciones más importantes descritas en el ATA 27 correspondiente a los controles de vuelo, como lo cita en (Boeing, ATA 27, 2005), los controles primarios de vuelo, como los alerones, elevadores, y pedales, son hidráulicamente actuados, la energía hidráulica es provista por el sistema hidráulico A, y B, ambos sistemas pueden hacerse cargo del control de los sistemas primarios de vuelo.



**Figura 22** Esquema hidráulico y controles de vuelo

**Fuente:** (Boeing, CBT computer training system, 2014)

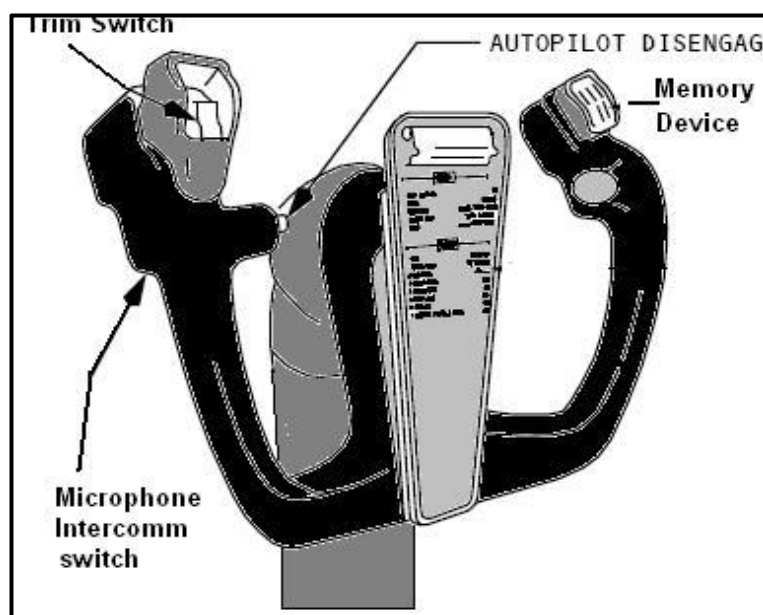
Los alerones y elevadores, pueden ser actuados manualmente si es requerido, y los sistemas ligados al timón de dirección, pueden ser accionados a partir del sistema hidráulico de emergencia, en caso de que la presión de A, o B no se encuentre disponible. Los alerones son asistidos por el conjunto de FLIGHT SPOILERS para realizar el control de movimiento en el eje del ROLL, los SPOILERS, son hidráulicamente accionados por el sistema A y sistema B (o el sistema que se encuentra fuera de borda), y operan proporcionalmente con el movimiento del alerón.

El estabilizador horizontal puede ser posicionado, en cualquier posición por medio de un actuador eléctrico ELECTRIC TRIM, o manualmente por medio de los TRIM WHEELS, durante el periodo de vuelo automático, al ACT AUTO CONTROL TRIM, controla la posición del estabilizador. El indicador de posición de la superficie de control, si es que está instalado, se localiza en el panel de vigilancia del capitán, y si la aeronave es de la versión NG se localiza en las pantallas denominada LDU LOWER DISPLAY UNIT, los despliegues realizados en los alerones, rudder y elevadores también son desplegados como información en la antes mencionada pantalla.

## 2.9 Componentes principales y subcomponentes

### 2.9.1 Control de alabeo (Roll)

Las superficies de control de ROLL consisten en alerones accionados hidráulicamente por los sistemas A y B, en caso de fallar la reversión manual está disponible a partir de las dos ruedas de control. Los FLIGHT SPOILER, pueden ser controlados por la rueda de control de TRIM. Hay dos interruptores de trim de alerones para prevenir señales eléctricas de la aplicación de ajuste. El interruptor de adelante es para la dirección, el interruptor de popa es simplemente un retorno a tierra.



**Figura 23** Control Wheel del Capitán

**Fuente:** (Boeing, CBT computer training system, 2014)

**Alerones.-** Los alerones son posicionados por medio de la barra de control, al sistema de JOKE STICK o cabrilla, estos se encuentran unidos por medio de cables que generan las entradas mecánicas para dos unidades de sistema hidráulico separadas. El sistema hidráulico A, y B proveen presión para la unidad de presión de poder, PCU, que operan los alerones. Dos SWITCH de control de vuelo, generan energía para controlar los alerones, estos mismos SWITCH controlan la presión hidráulica de las SHUT OFF

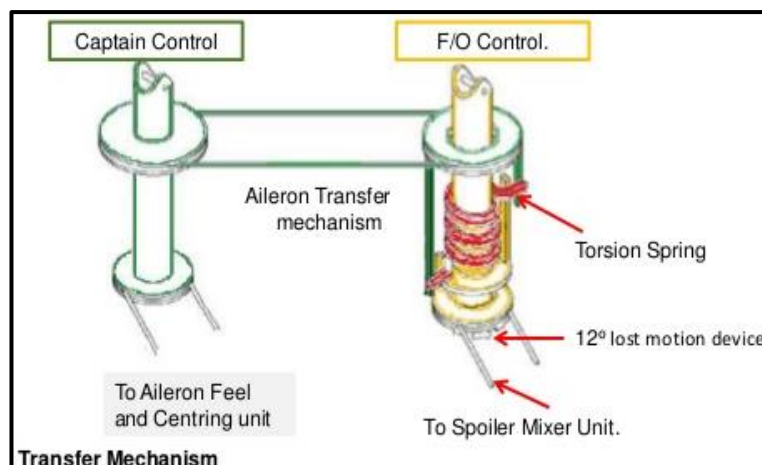
VALVE para cada alerón. Estas válvulas pueden ser usadas para aislar cada alerón, como también al elevador y el rudder, por medio del sistema de presión hidráulica relacionado.



**Figura 24** Control Wheel

**Fuente:** (Boeing, CBT computer training system, 2014)

El **captain control wheel**, o control de ROLL, está conectado por cables al PCU del alerón, por medio de la unidad de centrado y sensación del alerón. El CONTROL WHEEL del primer oficial está conectado mediante cables a la PCU por medio del SPOILER MIXER, las dos unidades de control de ROLL, CONTROL WHEEL, están conectadas mediante cables que direcciona su movimiento en el mismo sentido la una de la otra, haciendo posible el movimiento del sistema con ambas CW. Con una pérdida hidráulica total, los alerones pueden ser mecánicamente posicionados, por los CW rotatorios, obviamente la fuerza aplicable debe ser mucho mayor, pues está expuesta a la presión de las cargas aerodinámicas que se aplican en la superficie.



**Figura 25** Mecanismo de transferencia

**Fuente:** (Brandy, 2012)

**Mecanismo de transferencia del alerón.** Si los alerones o spoilers están atascados, los controles del primer oficial y el del capitán deben ser movidos y aplicados fuerza, esto con el fin de identificar qué sistema está fallando, si los alerones o los spoilers pueden usarse, con cualquier CW al capitán o el primer oficial, tienen el control a través de los CW ROLL. Si el sistema de control de alerones está atascado, debe aplicarse la fuerza en el FO CW (FIRST OFFICER CONTROL WHELL), para generar control en el eje ROLL a partir de los SPOILERS, en este caso los alerones y CW del capitán están inutilizables. Si el sistema de SPOILERS está bloqueado, una fuerza aplicada en el CAP CW, provee control de roll a través de los alerones, en este caso los SPOILERS y el FOCW están inoperativos.

**Alerón TRIM.** Dos interruptores tipo dual localizados en el panel electrónico de sobremesa, bajo los controles de comunicaciones, pueden ser pulsados simultáneamente para generar cambios en la posición de los alerones, el sistema de reposicionamiento del alerón que se sirve de la información proveniente de la unidad de centrado y sensación, esta acción hace que el CW comience a rotar y redefine la posición neutral de los alerones. La cantidad de desfase de los alerones, son indicados en la columna de control, en una cinta graduada que indica su posición.

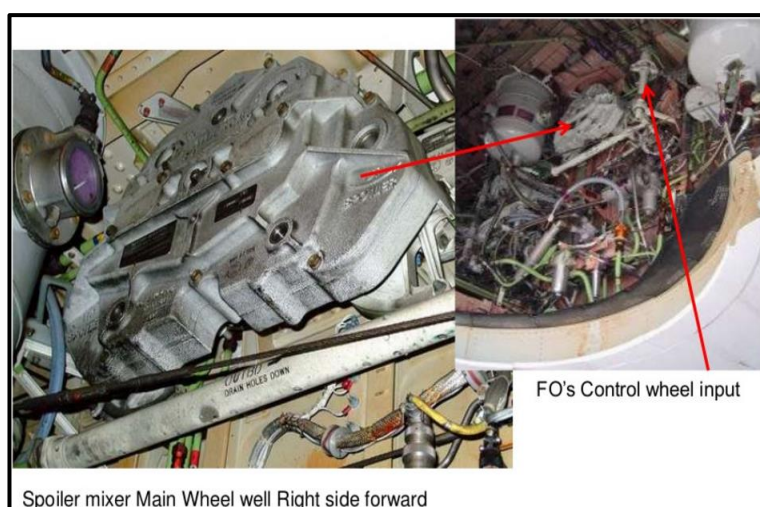




**Figura 26** Sistema de control de trimado de las alas

**Fuente:** (Rubio, 2015)

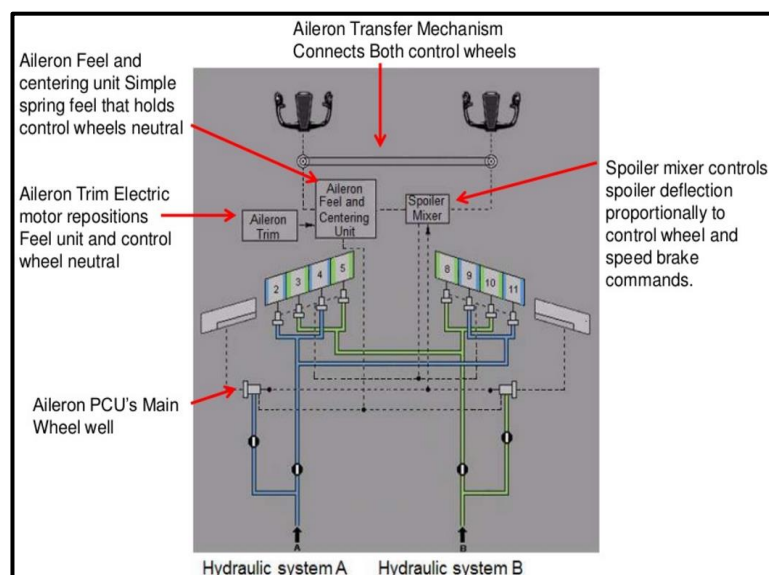
Si el alerón TRIM es usado en conjunto con el piloto automático en funcionamiento, el cambio en la posición del TRIM, en la columna de control no es reflejado en su posición, en este caso el piloto automático tiene control total, para colocar la CW donde ser requerido para realizar el proceso de intersección de vías en piloto automático. Cualquier cambio en el estado de los TRIM de forma manual cuando el piloto automático esté funcionando, podría resultar en una condición de FUERA DE TRIM, que generaría un movimiento abrupto en el eje ROLL, cuando el piloto automático este desconectado.



**Figura 27** Sistema de congruencia hidráulica para el trimado

**Fuente:** (Rubio, 2015)

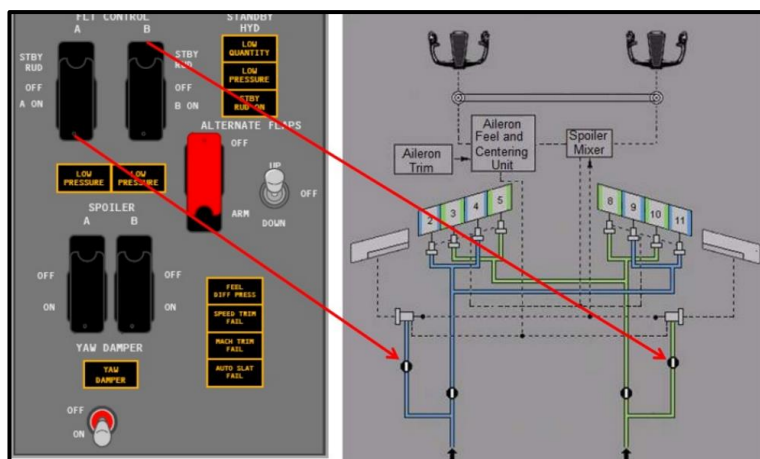
**Flight spoilers.** Cuatro FLIGHT SPOILERS están ubicados sobre la superficie de cada ala, cada sistema hidráulico, el A, y B, están enfocados en conjuntos de SPOILERS diferentes, esto con el fin de mantener simetría en las operaciones de vuelo, en presencia de un fallo del sistema hidráulico, las válvulas de corte de presión hidráulica, SHUT OFF VALVE HYD, son controladas por dos FLIGHT SPOILER SWITCH, ubicados en el overhead panel.



**Figura 28** Esquema de control hidráulico para las superficies de control

**Fuente:** (Boeing, CBT computer training system, 2014)

Las superficies denominadas FLIGHT SPOILERS, son usadas como frenos aerodinámicos, es decir para incrementar el DRAG o arrastre, y reducir el LIFT o sustentación, estos elementos también son parte del movimiento de la aeronave en el sentido del ROLL, pues estos responden en movimiento de comando del CONTROL WHELL, un SPOILER MIXER "SM" conectado al alerón por medio de cable conductor, controla la energía hidráulica de las PCU sobre cada panel SPOILER, esto con el fin de proveer un movimiento proporcional entre los alerones y los spoilers. Cuando la CONTROL WHELL se desplaza más de 10° los FLIGHT SPOILERS inician la deflexión.

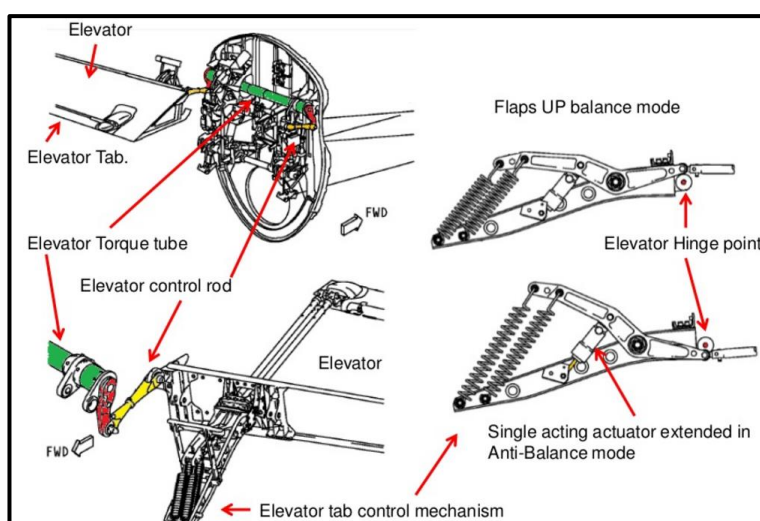


**Figura 29** Función de los switch de corte de sistema hidráulico

**Fuente:** (Boeing, CBT computer training system, 2014)

### 2.9.2 Control de cabeceo (Pitch)

Las superficies de control de vuelo que corresponde al sistema de cabeceo, son los elevadores actuados hidráulicamente, y el conjunto de estabilizadores actuados eléctricamente. Los elevadores están controlados por los movimientos de la columna de control hacia adelante o hacia atrás. Por otro lado el estabilizador es actuado por medio manual a través del TRIM, o por medio del PILOTO AUTOMÁTICO, cuando este esté funcionando.



**Figura 30** Sistema de control de mecanismo TAB

**Fuente:** (Brandy, 2012)

**Elevadores.**- Los elevadores son los causantes del desplazamiento de la aeronave en el eje lateral, o el denominado cabeceo, la posición de los elevadores está dada por la posición de la columna de control, existen dos interruptores que controlan las válvulas de corte hidráulico de los elevadores, estos SWITCH están en el overhead y se denominan A, y B, FLT CONTROL SWITCH.



**Figura 31** Ángulo de deflexión del Yoke de control

**Fuente:** (Brandy, 2012)

La columna de control está conectada por medio de cables, a las PCU (POWER CONTROL UNIT) de los elevadores, esta es alimentada por el sistema hidráulico A, y B; los dos elevadores están interconectados por medio de un TORQUE TUBE, o tubo de torque. Con una pérdida hidráulica, los elevadores aún pueden ser controlados de forma mecánica, a través del movimiento que se da en la columna de control del piloto, la fuerza aplicada para obtener resultados debe ser mucha, puesto que se encuentra expuesta directamente a la presión y cargas aerodinámicas expuestas sobre la misma superficie de control.

**Elevator feel.** - El sistema computarizado FEEL COMPUTER, provee la fuerza necesaria para controlar las superficies de vuelo, esto lo realiza por medio del cómputo de datos obtenidos de la sonda Pitot, y el sensor de posición de la superficie. La sensación es transmitida a la columna de control por el ELEVATOR FEEL AND CENTERING UNIT. Este sistema es operado por cualquiera de los dos subsistemas hidráulicos, el subsistema A, o el subsistema B, además es recomendable ver el estado de los componentes como el PITOT, puesto que si este elemento tuviese una falencia, los cálculos y por ende la fuerza aplicada a los controles del elevador serían erróneos, en ese caso FEEL DIF PRESS se encendería en el panel de alerta.

**Mach trim.**- Un sistema MACH TRIM es el encargado de dar estabilidad en el vuelo en presencia de altas velocidades, estas velocidades estarán dadas en formato MACH, o referencia de la velocidad del sonido, el MACH TRIM se activa en su totalidad en presencia de una velocidad de 0.615 MACH, ajustando los elevadores con respecto al incremento de la velocidad. Las computadoras de control de vuelo utilizan la información de MACH, para que las ADIRU (AIR DATA INERTIAL REFERENCE UNIT) que será la encargada de posicionar los TRIM en la posición necesaria. El (ELEVATOR FEEL AND CENTERING UNIT) es el encargado de colocar a los ELEVATOR TRIM en la posición neutra.

**Estabilizador.** El estabilizador de horizonte, es posicionado por un único motor eléctrico, controlado por cualquiera de estos dos sistemas, el piloto automático, o el swichs de control de TRIM, además el estabilizador también puede ser controlado a través de la rueda de control de TRIM.

**Trim del estabilizador.** Existen TRIM SWITCH en cada uno de los comandos de control, para el capitán, y el primer oficial. Cualquiera de los dos puede hacer actuar el motor del TRIM, a través del circuito eléctrico principal del TRIM del estabilizador cuando la aeronave está en vuelo manual. Cuando el piloto automático está conectado, el TRIM está acoplado por medio del circuito de trimado del estabilizador controlado por piloto automático. (AUTOPILOT STABILIZER TRIM CIRCUIT).

El sistema eléctrico principal y el controlado por piloto automático tienen dos modalidades de velocidad. La primera de alta velocidad con FLAPS extendidos, y baja velocidad con FLAPS retraídos, si el auto piloto está conectado, y se accionan cualquiera de los swichs de TRIM, el piloto automático se desconectara.

**Sistema speed trim.-** El STS o SPEED TRIM SYSTEM, es un sistema diseñado para aumentar la estabilidad de la aeronave con respecto a su velocidad. Estas mejoras están dadas para aparecer en determinadas características de vuelo como son un bajo peso bruto, el centro de gravedad recorrido hacia atrás, y gran empuje, y además el piloto automático está apagado. La función del STS es regresar a la aeronave a una velocidad conveniente con la configuración de la aeronave, por medio de los cambios en el comando de control que se darán en dirección opuesta a la dirección del cambio de velocidad.

**Identificación de stall.-** El control e identificación de STALL, ha sido mejorado mediante la conjunción de tres sistemas, el YAW DAMPER, el módulo ELEVATOR FEEL SHIFT (EFS), y el SPEED TRIM SYSTEM, estos módulos trabajan juntos y forman el sistema (STALL MANAGEMENT/YAW DAMPER SMYD), durante presencia de un valor elevado en el ángulo de ataque de la aeronave, reduces el YAW DAMPER COMANDER, reduciendo de ese modo el movimiento en el timón de dirección.



**Figura 32** Sistema de alerta de entrada en STALL

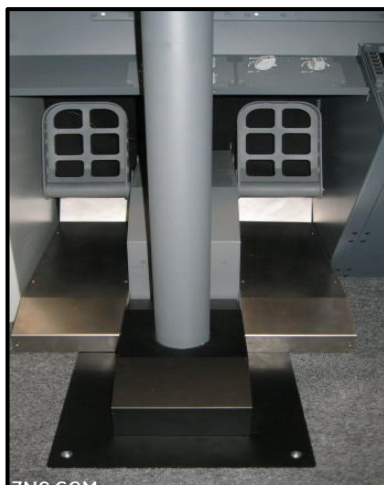
**Fuente:** (Brandy, 2012)

El ELEVATOR FEEL SHIFT (EFS) incrementa la presión hidráulica en el sistema A, para controlar el EFCU (ELEVATOR FEEL AND CENTERING UNIT), durante el STALL, este lleva a la columna de control de mandos hacia adelante, hasta colocarse en una situación en la que haya una posición adecuada para la aeronave. El ELEVATOR FEEL SHIFT (EFS) se encarga de determinar que la velocidad disminuye el SPEED TRIM SYSTEM coloca al estabilizador en la posición adecuada para que la aeronave baje la nariz, activa el STICK SHAKER, de la barra de control, y busca encontrar una posición en la que pueda estabilizar la aeronave.

### 2.9.3 Control de guiñada (Yaw)

El control de YAW está activado o energizado por el poder hidráulico y el DIGITAL YAW DAMPER SYSTEM. El RUDDER se desplaza por acción del movimiento de los pedales, y las funciones del YAW DAMPING son controladas por el DIGITAL YAW DAMPER SYSTEM.

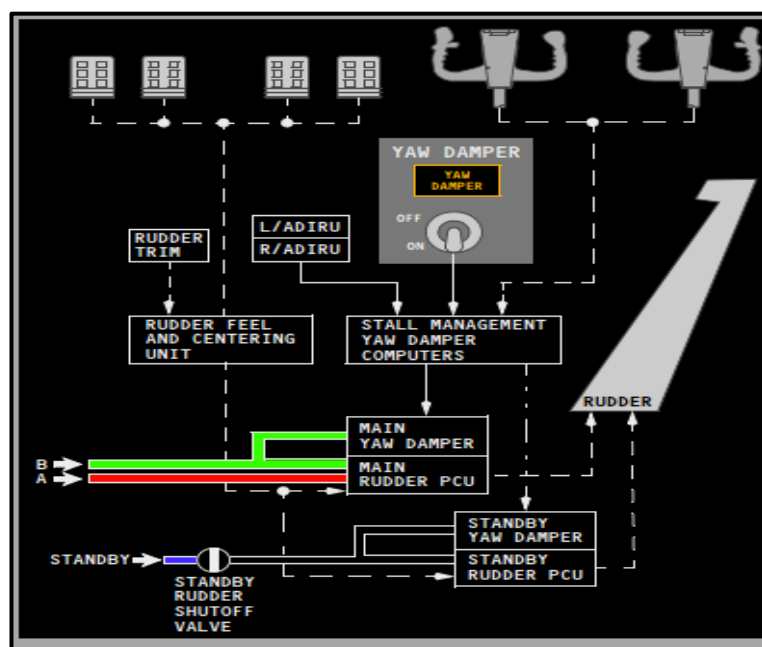
**Rudder.-** brinda el control sobre el eje YAW, en la aeronave, los controles del OVERHEAD FLT CONT SWITCH controlan las válvulas de cierre de presión hidráulica. Cada set de pedales del RUDDER está mecánicamente conectado por cables a las barras de la PCU STBY RUD.



**Figura 33** Pedales de control del RUDDER

**Fuente:** (Realidad-virtual, 2013)

La PCU principal del sistema YAW es alimentada por los sistemas hidráulicos A y B, al contrario de la STBY RUDDER PCU, es alimentada por el sistema de emergencia hidráulica de la aeronave. En velocidades próximas a los 135 Kts, El sistema hidráulico A presiona a la RUDDER PCU, y esta es limitada en un 50% aproximadamente, dicha función limita la autonomía total del RUDDER en un vuelo justo después de despegar, o después del aterrizaje.



**Figura 34** Esquema de control del RUDDER

Fuente: (Brandy, 2012)

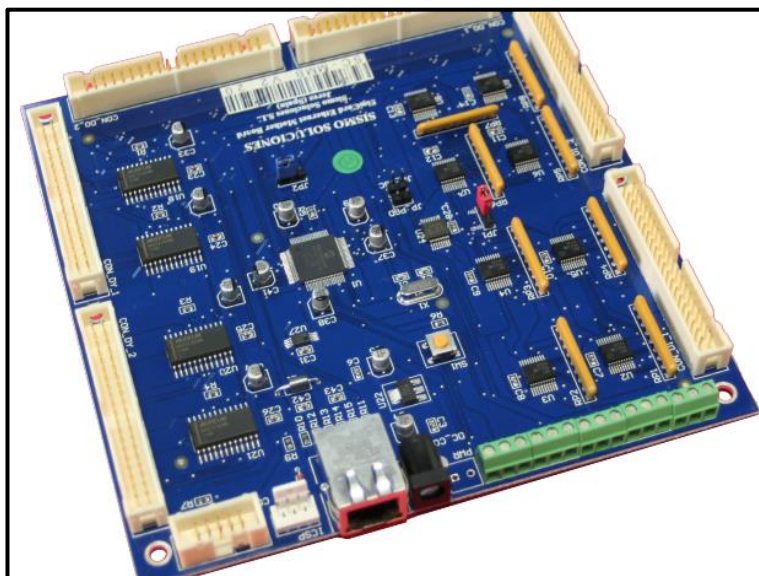
## 2.10 Elementos electrónicos.

### 2.10.1 Placas de alimentación.

El simulador posee para su control de dos conjuntos de placas de control, el primero de ellas está destinado a la operación del OVERHEAD, y el otro está focalizado a las operaciones de radio navegación o control de superficies de vuelo, estas placas son de conexión Ethernet, esta característica según afirma su fabricante, aumenta la velocidad de transmisión de información entre las partes involucradas. También posee la característica de gestionar 64 entradas, 64 salidas digitales, y por medio de

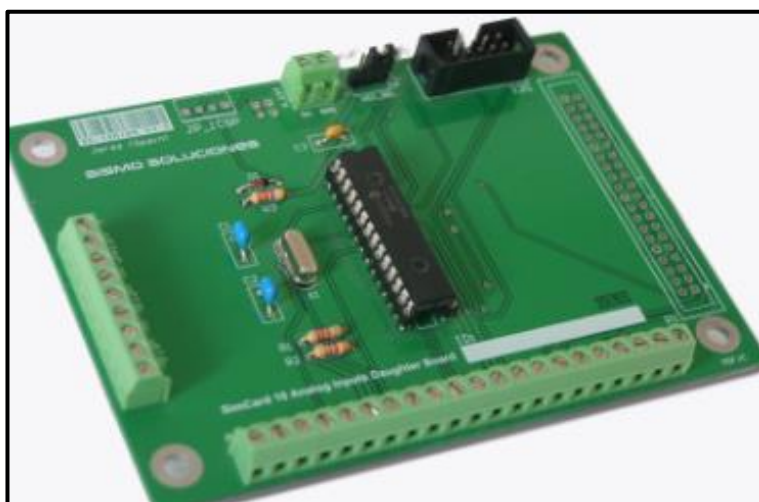


placas HIJAS o placas vinculadas gestionar elementos con los DISPLAY de 7 segmentos y entradas analógicas, o en otras palabras potenciómetros.



**Figura 35** Placa de control MADRE

**Fuente:** (Sismo-Soluciones, 2015)



**Figura 36** Placa de control analógico

**Fuente:** (Sismo-Soluciones, 2015)

Las placas son alimentadas con un voltaje de 5V DC esto con el objetivo de no dañar ningún elemento ligado a la placa de control, las placas MASTER e HIJAS entre si se conectan por medio de un cable plano de 10 pines, y para su activación y funcionamiento se debe poseer un COMPILADOR de nombre SC PASCAL.

## 2.10.2 Potenciómetros

Según (Area-tecnología, 2014) “Un potenciómetro es una Resistencia Variable. El problema, o la diferencia, es la técnica para que esa resistencia pueda variar y como lo hace. Los potenciómetros limitan el paso de la corriente eléctrica (Intensidad) provocando una caída de tensión en ellos al igual que en una resistencia, pero en este caso el valor de la corriente y la tensión en el potenciómetro las podemos variar solo con cambiar el valor de su resistencia.



**Figura 37** Tipos de potenciómetros

**Fuente:** (Daragbyrne, 2015)

El valor de un potenciómetro viene expresado en ohmios (símbolo  $\Omega$ ) como las resistencias, y el valor del potenciómetro siempre es la resistencia máxima que puede llegar a tener, el valor mínimo lógicamente es cero. Por ejemplo un potenciómetro de  $10K\Omega$  puede tener una resistencia variable con valores entre  $0\Omega$  y  $10.000\Omega$ . El potenciómetro más sencillo es una resistencia variable mecánicamente. Los primeros potenciómetros y más sencillos son los reóstatos”.

### 2.10.2.1 Tipos de potenciómetros

**Potenciómetros mecánicos:** son potenciómetros que poseen una característica que permite que al realizarse el movimiento este se pueda

detectar a través de medios mecánicos, como lo son engranajes o azas de sujeción para el SHAFT del potenciómetro.

**Logarítmicos:** Estos son empleados normalmente para audio por su manera asimétrica de comportarse ante la variación de su eje, al principio sufriremos un incremento de la resistencia muy leve, hasta llegar a un punto en que el incremento será mucho mayor. En los anteriores la resistencia varía de forma lineal, sin embargo en estos la variación de la resistencia tendría una curva logarítmica. Cuanto más giramos la rueda mayor es el aumento de la resistencia. Al principio varía muy poco la resistencia. Se suelen usar por ejemplo para el volumen de una radio.

**Senoidales.** La resistencia es proporcional al seno del ángulo de giro. Dos potenciómetros senoidales solidarios y girados  $90^\circ$  proporcionan el seno y el coseno del ángulo de giro. Pueden tener topes de fin de carrera o no.

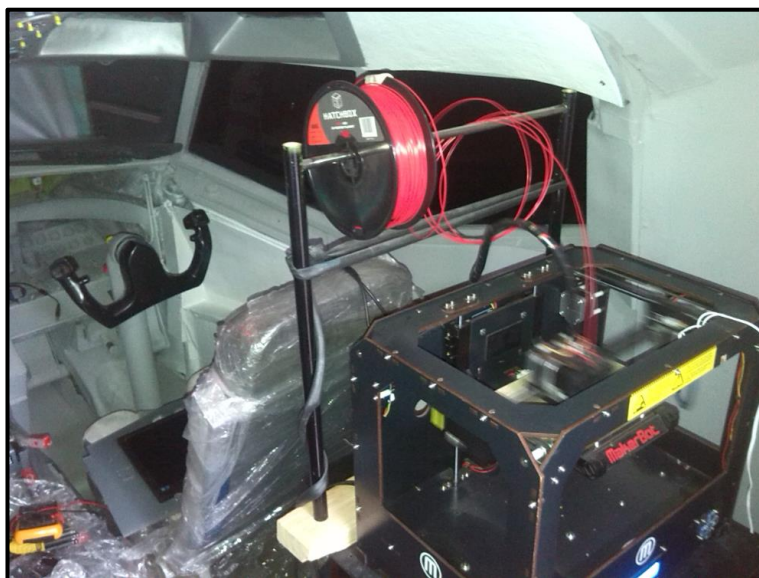
**Potenciómetros Digitales:** Se usan para sustituir a los mecánicos simulando su funcionamiento y evitando los problemas mecánicos de estos últimos. Está formado por un circuito integrado que simula el comportamiento de su equivalente analógico. Tienen un divisor resistivo (divisor de tensión) con  $n+1$  resistencias.

**LDR** son resistencias que varían con la luz que incide sobre ella. Es una resistencia variable con la luz. Y los **NTC y PTC** son resistencias variables con la temperatura. La NTC aumenta al disminuir la temperatura y la PTC aumenta al aumentar la temperatura”.

### 2.10.3 Impresoras tridimensionales

Según (3D, 2015), Una impresora 3D es un dispositivo capaz de generar un objeto sólido tridimensional mediante la adición de material. Los métodos de producción tradicionales son sustractivos, es decir, generan formas a partir de la eliminación de exceso de material. Las impresoras 3D se basan en modelos 3D para definir qué se va a imprimir. Un modelo no es sino la representación digital de lo que se va a imprimir mediante algún software de modelado. Por dar un ejemplo de lo anterior, con una impresora 3D se puede generar una cuchara, o cualquier otro objeto que se imagine, usando tan solo la cantidad estrictamente necesaria de material, y para

hacerlo se debe tener la representación del objeto en un formato de modelo 3D reconocible para la impresora.



**Figura 38** Impresora MAKERBOT

Los materiales que actualmente pueden utilizarse para ‘imprimir’ son variados y lo cierto es que influyen bastante en el valor de la impresora. Cualquier impresora de bajo costo suele funcionar con termoplásticos como el PLA o ABS. Pero se encontró impresoras capaces de trabajar con metal, fotopolímeros o resina líquida, aunque resultan prohibidas para entornos no industriales.

## **2.11 Elemento mecánico.**

### **2.11.1 Cilindros de doble efecto.**

Los cilindros de doble efecto son capaces de producir trabajo útil en dos sentidos, ya que disponen de una fuerza activa tanto en avance como en retroceso. Se construyen siempre en formas de cilindros de embolo y poseen dos tomas para aire comprimido, cada una de ellas situada en una de las tapas del cilindro. Se emplea, en los casos en los que el émbolo tiene que realizar también una función en su retorno a la posición inicial. La carrera de estos cilindros suele ser más larga (hasta 200 mm) que en los

cilindros de simple efecto, hay que tener en cuenta el pandeo o curva miento que puede sufrir el vástago en su posición externa.

Cuando el aire comprimido entra por la toma situada en la parte posterior, desplaza el émbolo y hace salir el vástago (avance). Para que el émbolo retorne a su posición inicial (retroceso), se introduce aire por la toma situada en la tapa delantera. De esta manera, la presión actúa en la cara del émbolo en la que está sujeta el vástago, lo que hace que la presión de trabajo sea algo menor debido a que la superficie de aplicación es más pequeña. Hay que tener en cuenta que en este caso el volumen de aire es menor, puesto que el vástago también ocupa volumen.



**Figura 39** Cilindro de doble efecto

**Fuente:** (Word-present, 2014)

## **2.12 Software utilizado.**

### **2.12.1 Flight simulator X.**

Como lo describe (Microsoft, 2015) Microsoft Flight Simulator X (conocido también como FSX) es la última versión de Microsoft Flight Simulator después de Flight Simulator 2004. Incluye un motor gráfico actualizado, así como la compatibilidad con Windows Vista, después de haber sido aclamado por Microsoft como el más importante hito tecnológico en la serie hasta la fecha. Es la primera versión en el simulador de vuelo de la serie en salir en DVD-ROM. También ha sido el primer título en usar

claves de licencia, de modo que no se necesita ningún disco para empezar a usar el software.



**Figura 40** Estación de simulación con FSX

**Fuente:** (Hedkings, 2015)

En 1954 General Precisión Inc., posteriormente parte de Singer Corporation, desarrolló un simulador con movimiento el cual contenía una cabina dentro de un marco metálico. Este simulador proporcionaba 3 grados de cabeceo, balanceo y alabeo, pero en 1964 mejoró y aparecieron versiones más compactas que incrementaban a 10 grados.

En 1969 fueron desarrollados simuladores de aerolínea con actuadores hidráulicos controlando cada eje de movimiento. Los simuladores empezaron a ser construidos con seis ejes de movimiento (cabeceo, balanceo y alabeo para los movimientos angulares y movimientos horizontales, verticales y laterales). A partir de 1977, los simuladores de aerolínea empezaron a adoptar las nuevas cabinas en donde los computadores estaban instalados en el interior de éstas. (Realidad-virtual, 2013)

A partir de este momento los mayores avances se realizaron en tecnologías de visualización. En 1972 Singer desarrolló una lente policromada utilizando un espejo esférico que proyectaba las vistas del exterior de la cabina. Esto mejoró sustancialmente la sensación de vuelo. Sin embargo solamente ofrecía un campo de visión de 28 grados. En 1976

se introdujeron las imágenes enfocadas. Hacia los 80 las imágenes proyectadas de alta definición se convirtieron en el estándar de los simuladores de aerolínea. (Realidad-virtual, 2013)



**Figura 41** Simulador

**Fuente:** (Realidad-virtual, 2013)

Hoy en día hay varias categorías de simuladores de vuelo utilizados para el entrenamiento de pilotos. Estas categorías van desde simples sistemas de entrenamiento hasta simuladores de vuelo con 6 ángulos de movimientos. Hay también variaciones menores entre estas categorías pero proveen las mismas capacitaciones esenciales. (Realidad-virtual, 2013)

Contrariamente a la creencia popular, hoy en día los simuladores modernos no son tan utilizados para el entrenamiento de pilotos en como volar, como para enseñar al piloto procedimientos normales y de emergencia en pleno vuelo. Utilizando los simuladores, los pilotos pueden practicar situaciones que no pueden ser practicadas de forma segura en una aeronave real.

Estas situaciones incluyen desprendimientos de superficies de vuelo y pérdidas completas de potencia. Hoy en día las aeronaves están basadas en sistemas complejos de computadoras y para poderla operar de forma eficiente los pilotos deben poseer un buen nivel técnico así como habilidades de pilotaje.

### 2.12.2 SC pascal.

Como lo describe (Uptodown, 2014) Free Pascal es un compilador de 32 y 64 bits para varios sistemas operativo. Es compatible con los lenguajes Borland Turbo Pascal 7.0 y Delphi 7, aunque implementa algunas mejoras para éstos. La interfaz del entorno de desarrollo de Free Pascal es como antaño, en modo texto, y es parecida a la empleada por Turbo Pascal de Borland. Otras características de Free Pascal son: sobrecarga de proceso, carga de variables en registros, optimizador de código, análisis del nivel del flujo de datos del ensamblador y propiedades globales.



**Figura 42** Logotipo del programa PASCAL

**Fuente:** (Sismo-Soluciones, 2015)

El pascal es el método por el cual se conectan las máquinas y las placas de control para su funcionamiento, el compilador sirve para determinar la conectividad de las placas de control, y al mismo tiempo determinar si la conexión IOCP se encuentra correlacionada al sistema de gráficos del simulador de vuelo, esto hace posible leer las OFFSET, y sobre escribirlas.



## **CAPÍTULO III**

### **DESARROLLO DEL TEMA**

En el presente argumento se detalla los procedimientos realizados para el desarrollo del tema, el cual es de gran utilidad para los docentes y los alumnos de la “UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS”.

**CAMPO:** Mecánica Aeronáutica

**ÁREA:** Motores

**TEMA:** “Desarrollo de un sistema experimental que controle la precisión y amortiguamiento de la presión aplicada a los controles de vuelo del simulador Boeing 737-800 NG, además del, afinamiento del control analógico del mismo elemento”.

**BENEFICIARIOS:** “UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS”

**UBICACIÓN:** Cotopaxi, Latacunga.

**INSTITUCIÓN EJECUTORA:** Unidad de Gestión de Tecnologías.

**COSTO:** \$ 1 542.00

### **3.1 Preliminares**

En este capítulo se describirá de forma textual los pasos y tareas que se realizaron para poner en marcha el desarrollo de un sistema experimental que controle la precisión y amortiguamiento de la presión aplicada en los controles de vuelo del simulador Boeing 737-800 NG, además del, afinamiento del control analógico del mismo elemento, tomando en cuenta los debidos procedimientos así como las normas de seguridad correspondientes para realizar el trabajo.

Es necesario explicar el porqué de realizar esta tarea, posterior a las fases iniciales del desarrollo del simulador, en las que se implementó el sistema que controla los comandos de vuelo, se determinó que la carga de fuerza que se aplicó para generar movimiento en el eje PICH, y el eje ROLL, era excesiva, y no satisfacía las características del equipo, en consecuencia se planteó cambiar el sistema de carga de amortiguamiento por un sistema mixto.

Por otra parte para la creación y elaboración del sistema experimental que controle el afinamiento de los ejes de control, se da porque era necesario fabricar una estructura que sostenga los elementos de censado, y los mantenga fijos, reemplazando el sistema de poleas de cartón prensado con bandas o hilo nylon que estaba instalado con anterioridad.

Por último el sistema que permite mejorar el control analógico consta de dos fases, la primera el cambio de fuente de control de los elementos analógicos, el cambio de los potenciómetros en sí, y la adaptación del control por medio de la SIM CARD. Es necesario recalcar que las tareas realizadas cumplen con un orden, si no se hubiese planificado muchas de las acciones realizadas poseerían fallas.

### **3.2 Recopilación de información**

Como paso primordial para el desarrollo del tema planteado, se procedió a codificar información de proyectos anteriores con relación a los controles de vuelo del simulador, para lograr dar soluciones correctas y

efectivas a la problemática que presento dicho proyecto en cuanto a la interacción de los mandos de control con el programa de simulación.

Para cumplir con los objetivos planteados fue necesario revisar la información en las siguientes ATA's del Boeing 737-800 NG:

- ATA 27 Controles de vuelo
- ATA 29 Sistema Hidráulico

### 3.3 Equipo de Protección Personal (E.P.P.)

Antes de iniciar con el trabajo de mantenimiento es importante tomar en cuenta el equipo de protección personal adecuado para llevar a cabo el desarrollo del proyecto. Por tal razón y en consideración al trabajo a ser realizado se debe utilizar los respectivos elementos de protección personal que se detallan a continuación:

**Protección respiratoria.-** El tipo de mascarilla que se utilizó fue sencilla y desechable, tiene un clip ajustable en forma de “M” que permite un mejor aseguramiento a la nariz evitando de esta manera que los lentes se empañen, además, dos bandas elásticas para una mejor sujeción al rostro.

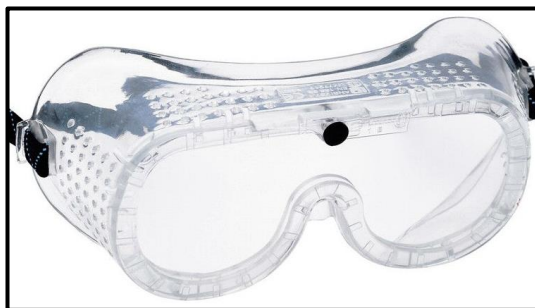
La razón por la que se utilizó este tipo de mascarilla fue con el objetivo principal de evitar la exposición a los olores emanados por los siguientes químicos: JP1 (combustible), thinner y la suelda fría y la exposición a polvos al momento de realizar la limpieza de los componentes móviles en los que se instalara el nuevo equipo.



**Figura 43** Mascarilla

**Fuente:** (Comaudi, 2014)

**Protección ocular.-** Los lentes son transparentes, sencillos, de plástico; brindan una protección total de la zona de los ojos. Es conveniente y de gran seguridad utilizar este tipo de lentes, pues evita el ingreso de polvos, limallas u otros agentes que se encuentren presentes en los componentes en los que se realizó la limpieza evitando posibles molestias o daños en los ojos.



**Figura 44** Gafa protector

**Fuente:** (Manpower, 2016)

**Protección de manos.-** Los guantes que se utilizó para el desarrollo del proyecto poseen características muy sencillas pero rentables, proporcionando protección tales como consecuencia de la absorción dérmica de sustancias peligrosas, quemaduras térmicas y químicas, abrasiones, cortes, pinchazos. Su fabricación es mixta de gran resistencia a líquidos y sólidos, se usó de forma primordial para evitar el contacto con los productos a utilizar (thinner, suelda fría y combustible)



**Figura 45** Guantes

**Fuente:** (Fom Per , 2013)

**Protección del cuerpo.-** Se utilizó un mono u overol, confeccionado con una tela rustica y resistente que proporcione excelente movilidad y flexibilidad; cubriendo toda la superficie del cuerpo, brazos y piernas en toda situación, evitando el contacto con agentes externos u objetos que puedan causar lesiones. Tales como: derrames de líquidos, cortes, vapores tóxicos o peligrosos (JP1 y thinner)



**Figura 46** Overol

**Fuente:** (Seguridad y salud en el trabajo, 2015)

**Zapatos punta de acero.-** Se utilizó botas con punta de acero ya que estas ofrecen una protección contra los riesgos derivados del desarrollo de la actividad práctica; este tipo de zapato evita algún tipo de daño o lesión en los pies, al momento de cargar, sostener y transportar equipos o máquinas pesadas (caja de herramientas, compresor, entre otros.)



**Figura 47** Botas punta de acero

**Fuente:** (Timberland PRO, 2013)

### 3.4 Ubicación del simulador en la institución

La Unidad de Gestión de Tecnologías cuenta con varios talleres para la instrucción práctica de los estudiantes, en la parte posterior del bloque 42 se encuentra ubicado el simulador de vuelo Boeing 737-800. Dicho simulador cuenta con una cubierta que evita el daño que puede producir agentes climáticos.



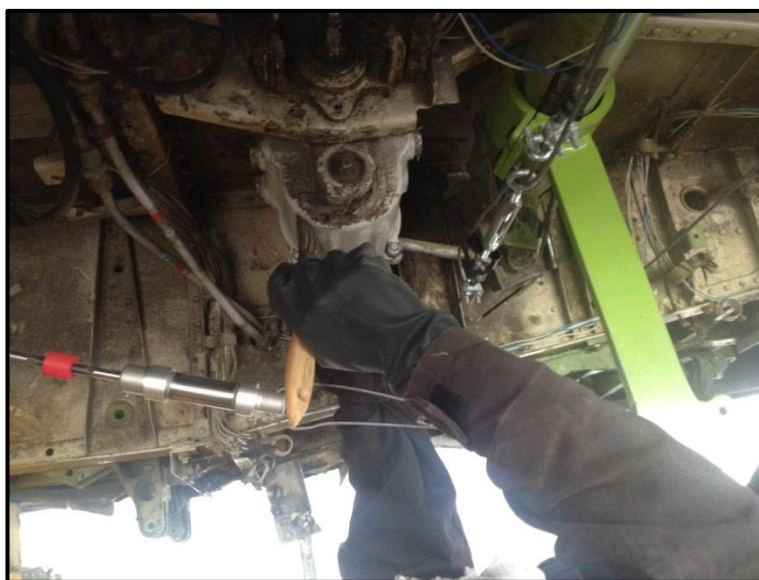
**Figura 48** Vista lateral de la cabina



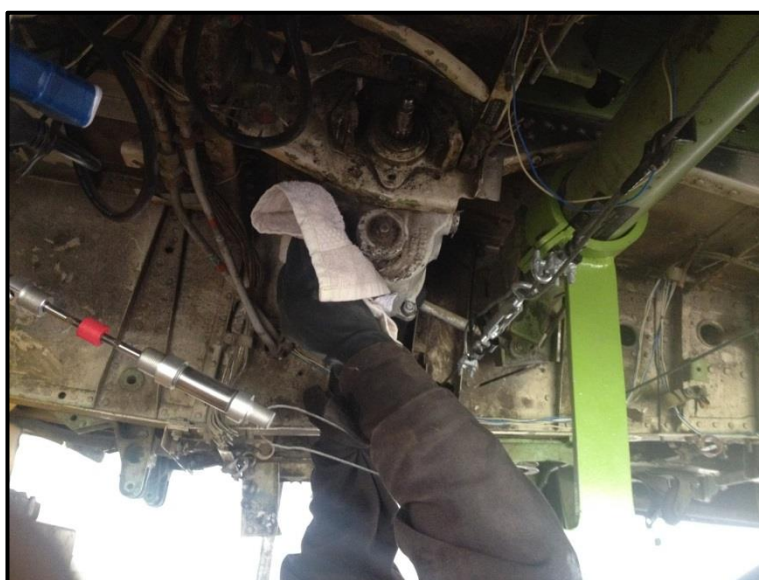
**Figura 49** Vista frontal

### 3.5 Remoción de la suciedad y grasa

Una vez identificado cada uno de los componentes en los que se va a instalar cada potenciómetro se procedió a realizar la limpieza de los mismos; con los diferentes agentes químicos. La limpieza ayuda a que los componentes queden libres de grasa, suciedad y otras sustancias que impidan el trabajo en los ejes. Como último paso y no menos importante es el uso de una toalla para dejar totalmente limpia y seca el área de trabajo.



**Figura 50** Limpieza con JP1



**Figura 51** Secado del componente

La limpieza manual es sencilla y la más utilizada en la mayoría de los casos, pues no requiere el uso de instalaciones, equipos complejos o la aplicación de disolventes orgánicos; es mucho más sencilla pues se la realiza con trapos limpios, brochas o cepillos, detergente y otros materiales sumamente sencillos. Su función principal es de remover toda suciedad visible que evite realizar un trabajo de la mejor manera.

La limpieza manual tiene dos finalidades muy distintas:

- Eliminar la grasa y suciedad como operación preliminar de limpieza.
- Repaso final con agentes químicos, anterior a la instalación de los potenciómetros.

### 3.6 Revisión del sistema instalado.

El sistema previamente instalado comprende tres potenciómetros de uso común, es decir que poseen una precisión superior al 8%, y no mayor al 15%, estos potenciómetros se encargaban de medir la posición de la cabrilla de mando o STICK, para su montaje se había utilizado herramientas improvisadas y su ajuste fue por medio de cintas TIRE UP.

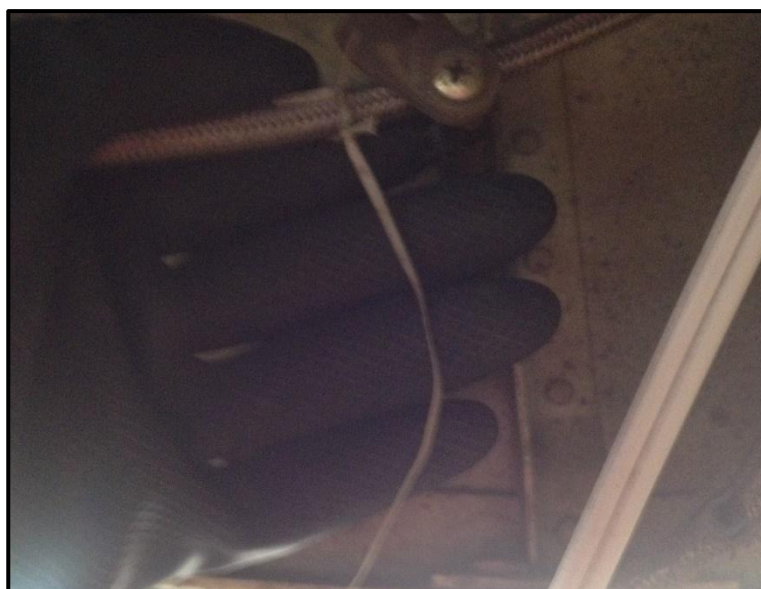


**Figura 52** Potenciómetro de uso común





**Figura 53** Cinta tire up o correas

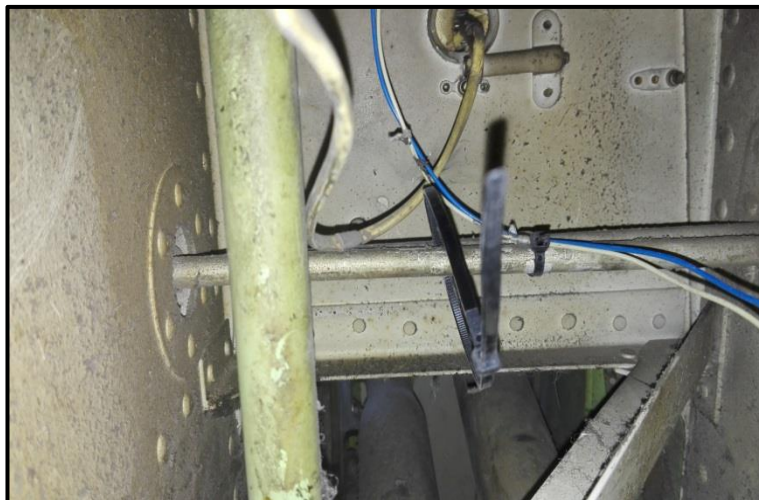


**Figura 54** Hilo se sujeción

El potenciómetro en su extremo de medición estaba unido a un disco de transmisión de posición del tipo polea, y de madera, estos a su vez estaban conectados a otras poleas de cartón prensado más; que después de dos secciones se conectaba a algún punto de movimiento del JOKE STICK o cabrilla.

Posterior de censar la posición en la que se encontraban los controles de mando, la señal era enviada por medio de un cableado de 2mm hacia

una placa de control del tipo USB, que en si se conectaba a la computadora número 1 en la que se encuentra el programa FLIGHT SIMULATOR, y se configuraba como puerto USB.



**Figura 55** Cable de unión

El sistema de amortiguamiento poseía un conjunto de resortes de tracción conectados a los ejes del PICH, YAW, ROLL, estos a su vez se conectaban en un lado opuesto de la estructura a la que se encuentra montada la cabina. La problemática de este sistema era la acumulación de energía en los controles de vuelo, haciendo que sea difícil y complicado de manipular.

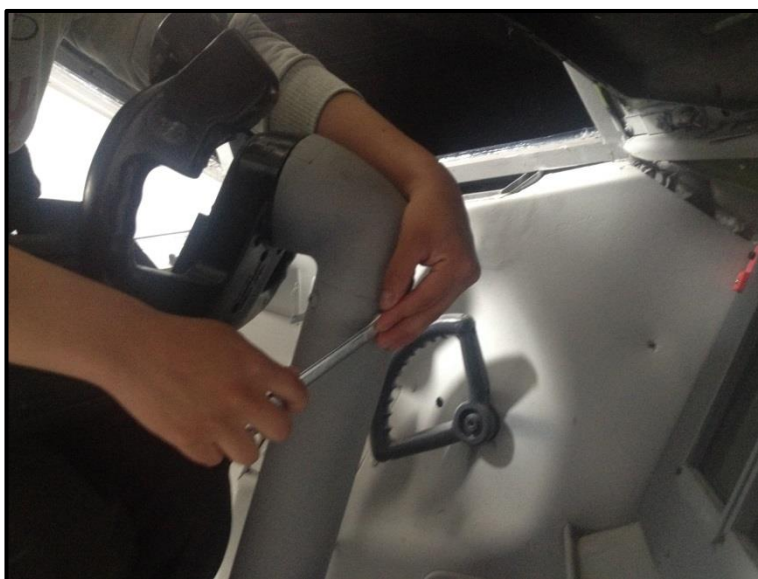
### **3.7 Desmontaje de las cabrillas de control.**

El desmontaje de los controles de mando o cabrillas se lo realizo por dos motivos principales:

- Realizar una limpieza en cada uno de los engranajes de control interno y verificar que su funcionalidad siga intacta.
- Determinar el mejor lugar para colocar los medios de control, precisión y censado de los ejes de vuelo (potenciómetros).



**Figura 56** Tornillos de sujeción al eje



**Figura 57** Pernos de sujeción

Se procedió a dar una limpieza externa a la cabrilla de control, al momento de realizar el desmontaje se pudo observar de mejor manera los componentes internos y cómo actúan entre sí, verificando de esta manera que todos funcionen correctamente. Una vez cumplida la limpieza interna se realizó el montaje de cada uno de los componentes, este último paso con el fin de determinar si era posible la instalación de componentes adicionales en la botonería de la cabrilla de control.

### 3.8 Desmontaje de los sistemas de control antiguo.

En esta tarea se debió ser muy selectivo de los sistemas que se extraerían puesto que los sistemas de transmisión mecánica, de los ejes de movimiento funcionaban bastante bien, el ruido era producido por los resortes de amortiguamiento del eje ROLL, y estos mismos generaban mucha presión para la realización del movimiento, por esta razón fueron extraídos.



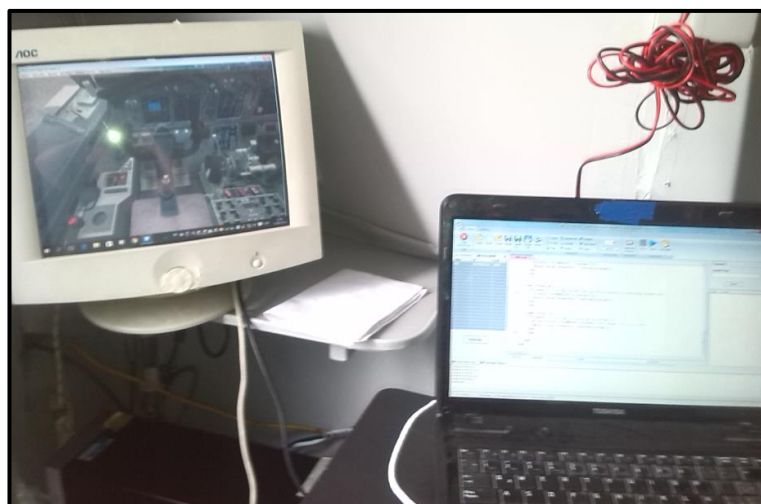
**Figura 58** Potenciómetros en los ejes

Los sistemas de amortiguamiento del eje del PICH fueron parcialmente reutilizados, estos con un arreglo del punto de anclaje, otros de los equipos retirados fue el sistema de control de potenciómetros y el cableado que estaba ligado al mismo, de la misma forma fueron retiradas las poleas de cartón prensado que servían de transmisores de posición junto con el hilo nylon.

Es de gran importancia recalcar que los potenciómetros que se encontraban anteriormente instalados; eran de uso común además poseían un gran rango de oscilación, que al momento de realizar vuelos este era muy inestable y generaba lecturas erróneas.

### 3.9 Delimitación y diseño del sistema de censado.

En primer lugar es necesario dividir en sub sistemas para cada eje en particular, puesto que estos cumplen con especificaciones diferentes y se realizó un estudio diferente para cada uno de ellos. Como paso fundamental se desarrolló un test de prueba para verificar el nivel de variación de cada uno de los sub sistemas y ver las soluciones posibles para lograr la interacción simétrica del programa con los equipos del simulador.



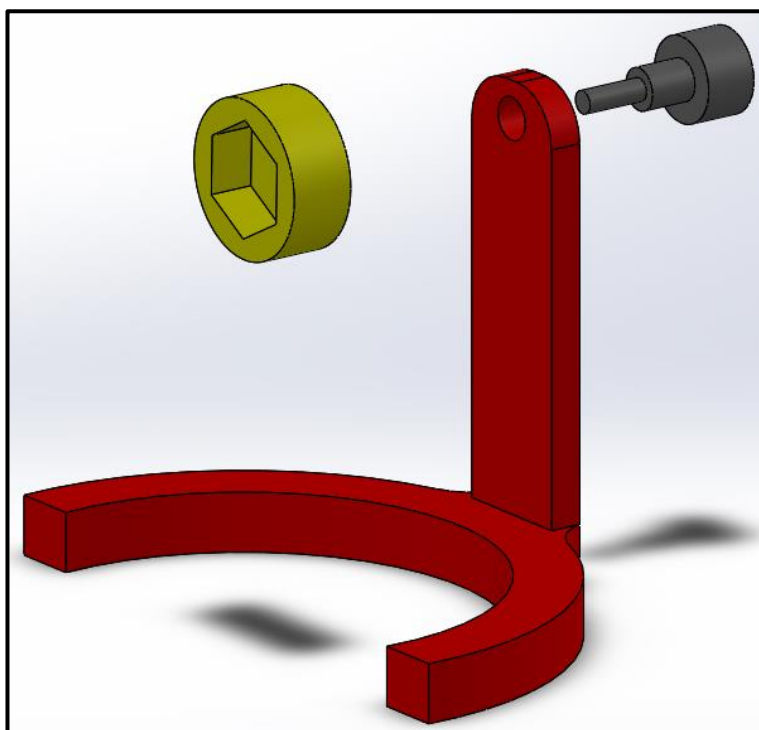
**Figura 59** Test de precisión.

#### 3.9.1 Alabeo (Roll)

Para el diseño del equipo que se montaría en el eje roll, primero fue necesario analizar los puntos de coyuntura en los que los mecanismos tuviesen un movimiento circular uniforme en los dos controles. Se hizo un análisis de la parte inferior de la cabina pero no se pudo identificar un punto que brindara la posibilidad de colocar un potenciómetro de forma segura, y que garantice la seguridad del elemento.

Un análisis de la zona de la cabina de instrucción permitió ver que el punto más idóneo era la parte posterior del YOKE STICK, en el eje de giro, posee una tuerca de ajuste que se mueve en el mismo sentido del movimiento del potenciómetro, y fue allí donde se delimito como área preferente para la inserción del elemento que censa la información.

Para el diseño se hizo uso de un software de tipo CAD, o diseño asistido por computadora, en el mismo se trasladaron las medidas del YOKE STICK y se realizó un modelo del potenciómetro, esto conllevó a la creación de una pieza que encaje a medida: posterior al proceso de diseño se dio paso a la impresión en 3D, en un plástico ABS industrial de alta resistencia.



**Figura 60** Perspectiva de la impresión 3D del ROLL CONTROL.

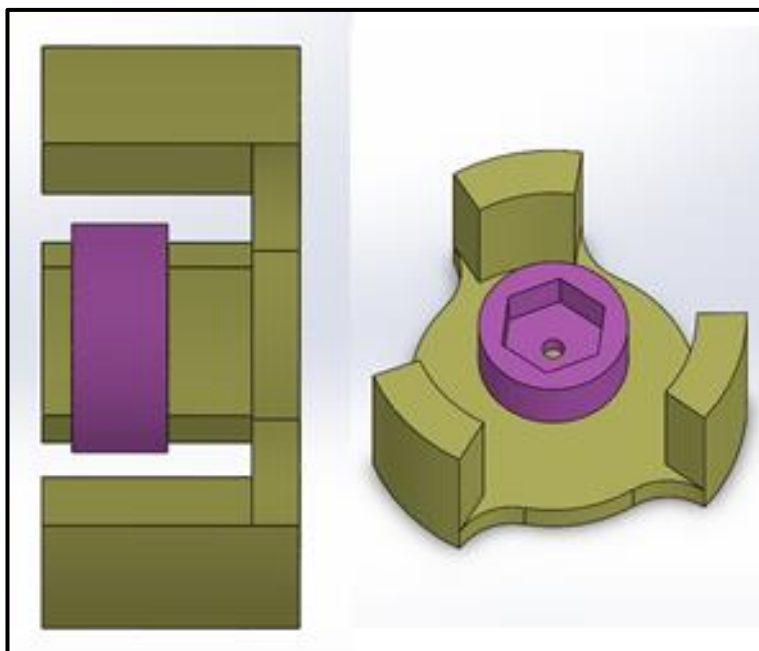


**Figura 61** Ensamble del ROLL CONTROL.

Como paso final se realizó el montaje de los elementos que se elaboraron en la impresora en 3D, para verificar que encajen en el YOKE STICK y proceder a la verificación del funcionamiento simétrico con el simulador de vuelo.

### 3.9.2 Cabeceo (Pich)

El sistema de PICH era uno de los ejes en el que existía mayor fluctuación en cuanto a la posición, por ello, se ejecutó el análisis minucioso del lugar más idóneo, dando como resultado, un componente interno que estaba destinado a realizar la trasmisión de la posición en la aeronave real, por ende se capturo varias imágenes del elemento para elaborar el diseño y proceder a la impresión.



**Figura 62** Esquema de la impresión 3D del PICH.

Se dio paso a la limpieza del sensor de posición del PICH con THINNER, y elementos abrasivos, logrando dejar la superficie libre de suciedad, grasa u otros contaminante. Como paso final se dejó completamente limpio con la ayuda detergente y una toalla limpia. Logrando que la superficie del sensor quede sin presencia de grasa o suciedad alguna.



**Figura 63** Limpieza del sensor de posición del PICH.

Una vez transportados los modelos fotográficos al SOLID WORKS se procedió a realizar ensambles virtuales, para determinar que el modelo tendría éxito, una vez concluida con la fase de diseño, se dio paso a la impresión y posterior a la prueba de acoplamiento.



**Figura 64** Ensamble de los componentes del PICH CONTROL.

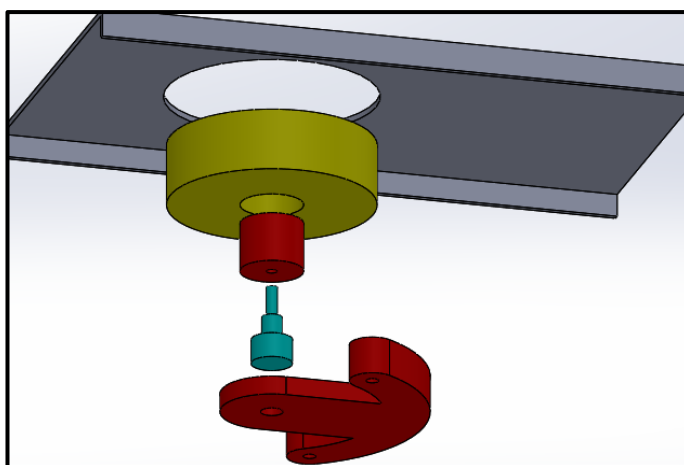
### 3.9.3 Guiñada (Yaw)

El sistema del control de los pedales se solucionó creando un conjunto de pequeñas piezas que encajen en la parte baja de la cabina,



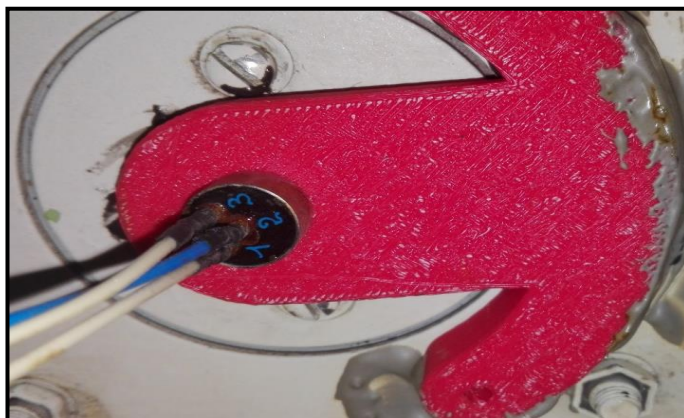
sobre un punto de anclaje común, donde existe un pequeño tambor que gira un total de  $18^\circ$  radiales cada vez que los pedales son accionados, la ventaja de utilizar este punto es la posibilidad de obtener una medición bastante fiable.

Como primer paso se realizó la limpieza del lugar en donde se instalará los elementos diseñados, después se procedió como en los otros elementos, tomando imágenes, que posteriormente servirían de modelo para la elaboración del diseño, una vez concluido el proceso del croquis se procedió a imprimir las partes en plástico del tipo ABS.



**Figura 65** Esquema del YAW CONTROL.

Una vez terminada con la fase de impresión se dio lugar un conjunto de pruebas para determinar que el equipo se encontraba en una posición favorable para el ensamble.



**Figura 66** Instalación del YAW CONTROL

### **3.10 Aplicación de los nuevos potenciómetros.**

Los potenciómetros son muy diferentes a los antes instalados, puesto que los anteriores eran de uso electrónico, y los colocados fueron adquiridos con aplicaciones industriales, y aplicables a la aviación, todos los potenciómetros son de la marca SEMIP, estos potenciómetros poseen una sensibilidad altísima y una precisión superior, de tecnología mixta, y corazón y cuerpo metálico. Para la conexión de los mismos, se procedió a realizar las pruebas con el multímetro, demostrando un nivel de fidelidad altísimo en las mediciones tomadas.

Para la ubicación de los potenciómetros primero se soldaron en su parte posterior las tres líneas de señal, se recalca que el pin marcado con 2 es el pin de conexión a la diferencia de voltajes. Una vez soldadas estas líneas en los tres potenciómetros, se procedió a montar los potenciómetros en las partes impresas en 3D, y estas a su vez en los componentes móviles de la aeronave, al determinar que calzaban bien se procedía a él empalmado con ferretería estándar y asegurarlos con pega epóxica, el tiempo que se dejó secar hasta hacer una nueva prueba fue de cuatro días.

### **3.11 Enlace con las placas de control.**

La placa de control que se encargara de gestionar los potenciómetros es una SIM CARD MASTER, esta posee un conjunto de RACKS en los que se puede conectar entradas analógicas, como las que emiten los potenciómetros, cada potenciómetro fue conectado a la placa de control mediante el esquema instructivo, y la placa a su vez se conectó a un modem en el que se encontraba conectada la PC1.

Cuando se pudo efectuar la prueba, la placa de control se encontraba conectada y funcional, los test de funcionamiento se realizaron por medio del SC pascal, y al activar los controles de los mandos del ADC1, ADC2, ADC3 de la placa, estos tenían lectura de los potenciómetros, al ejecutar estas acciones se obtuvo lecturas de las posiciones aleatorias que tomaba el YOKE STICK, es así que se presenta la tabla de lectura de valores.

**Tabla 2**

Lectura de valores

Tabla de lectura de valores		
Valor extremo izquierdo	Valor central	Valor extremo derecho
PICH		
285	482	660
ROLL		
422	557	670
YAW		
511	542	582

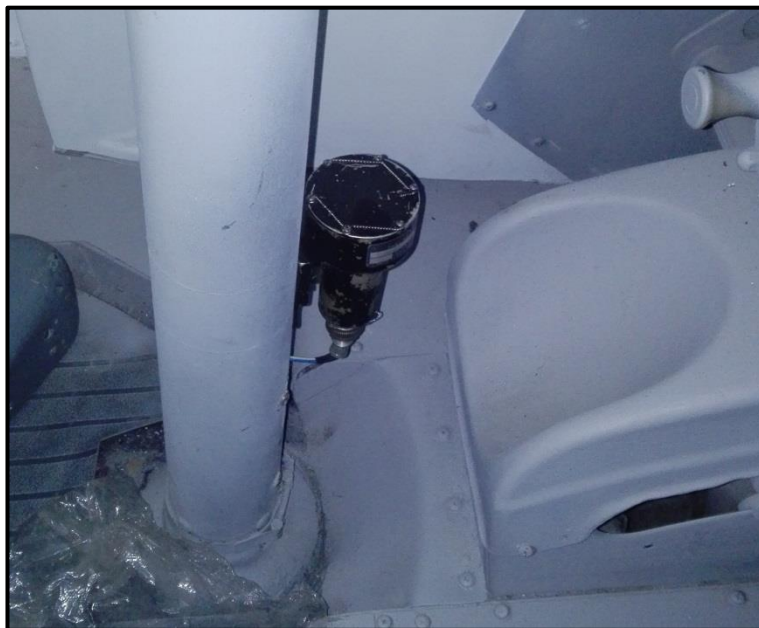
**3.12 Instalación del sistema SHAKER.**

Como primer paso para la instalación del sistema de alerta de pérdida, se necesitó localizar el elemento de alerta, una vez adquirido, se procedió a determinar su estado, esto porque en un inicio parecía que los cables que recibían la carga de voltaje en un total de 24 V parecían inexistentes, esta condición podría amenazar el éxito del proyecto, por ende con un multímetro se revisó la continuidad del sistema eléctrico del STICK SHAKER, una vez comprobado se procedió a realizar un ensayo con la placa de control.

Es necesario recordar que la placa de control posee salidas digitales, es decir que mediante una programación puede emitir una salida de voltaje, el principio que se quiere aplicar para generar la simulación del sistema de caída en pérdida, es conectar dicha salida a un RELAY, este estaría conectado a una fuente de 24V DC y cuando se genere la señal, el RELAY se cerrara, haciendo que la energía fluya hacia el STICK SHAKER.

Posterior a las pruebas iniciales de control se procedió a conectar el sistema como se había planteado, por debajo de la cabina, conectado hacia un RELAY que está activado por la salida 5 en el control del panel de SC

PASCAL, una vez conectado todo se volvió a probar el equipo obteniendo resultados positivos del sistema planteado para controlar el STICK SHAKER.



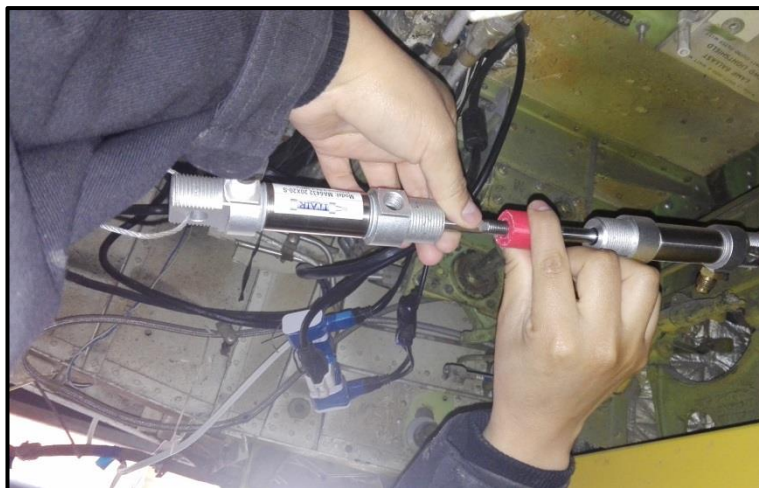
**Figura 67** Instalación del STICK SHAKER

### **3.13 Instalación del sistema de amortiguamiento.**

Como se explicó antes el sistema YAW, o el sistema que se encarga de controlar los pedales, no posee sistema de amortiguamiento, esto es porque la sensibilidad prestada por la misma cabina, y sus sistemas mecánicos generan el amortiguamiento más idóneo para este eje.

El sistema ROLL después de varias pruebas, se decidió dejarlos sin sistema que presione su movimiento, esto es porque posterior a observar varios videos de la manipulación de estos equipos; estos se mueven con la mínima aplicación de presión, y en cambio en la cabina se necesitaba bastante fuerza para manipularlos.

En su contraparte el sistema de PICH, si posee un sistema de amortiguamiento mixto, es decir que para la parte de la tracción inicial utiliza el aire por medio del amortiguador neumático, y cuando este se ha comprimido en su totalidad empezara el trabajo del resorte de tracción, realizando más contracción para el JOKE STICK, para este trabajo se hace uso de dos amortiguadores neumáticos.



**Figura 68** Instalación y acoplamiento de los amortiguadores

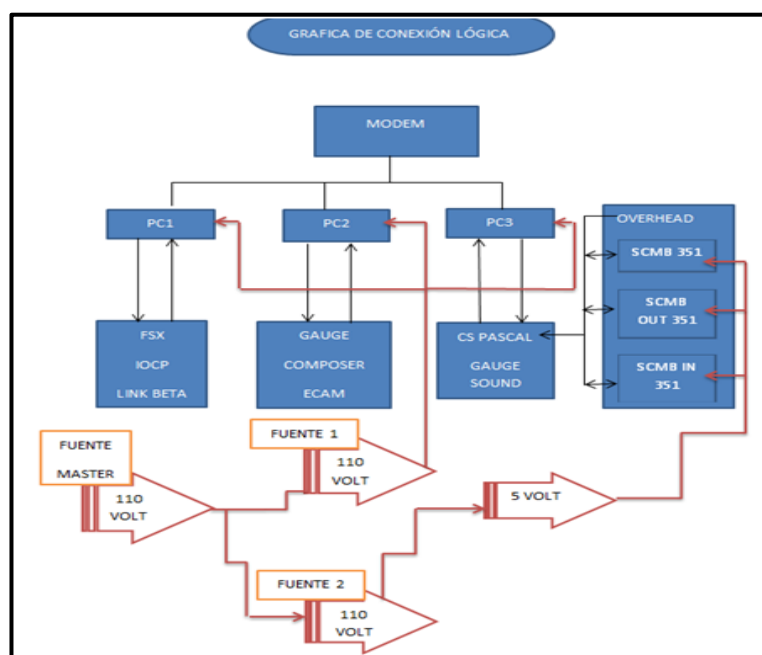
Los amortiguadores neumáticos, son cilindros de doble efecto, a los cuales se les ha restringido la salida de aire en la posición contraída, y al generar tracción se crea un vacío en la parte interna generando una tracción ligera pero perceptible, estos amortiguadores se encuentran unidos mediante un vástago para aumentar la longitud de expansión, puesto que se poseía amortiguadores de 25mm de carrera. Que al unirlos produzcan 50mm de carrera, y junto al resorte de tracción dieron resultados satisfactorios, la fuerza que se necesita para mover los controles es mínima y al mismo tiempo muy precisa, tomando esos factores en referencia se considera que el afinamiento fue un éxito.



**Figura 69** Resultado final de la instalación.

### 3.14 Sistema lógico y de conectividad.

Lo primero que salta a la vista al momento de realizar el análisis de los proyectos precedentes, es que son investigaciones no convencionales, basan su funcionamiento en el manejo y operación de programas de base como el PASCAL, cada investigación realizada en este SIMULADOR, busca ampliar la frontera de posibilidades técnicas del COCKPIT de la aeronave, es de gran relevancia explicar que funciona con un solo SCRIPT oculto, con dominio solo del autor, Guerra F. El sistema de forma descriptiva funciona de la siguiente forma, el COCKPIT, esta alimentado por una sola fuente de energía, que puede ser desconectada en cualquier momento en función de transportarlo a cualquier parte.



**Figura 70** Lógica de conectividad del simulador.

Las conexión master van a un socket de conexión al que se adhieren dos cortapicos, estos alimentan a su vez las PC1, PC2, PC3 ( PC3 display EICAS), las placas de control y el Monitor se conectan al conector SIM, que se encuentra en el control stands del piloto, este le presta energía a los dispositivos del sistema de protección de fuego, las placas de control están, o comparten datos a través de un conector plano de 10 PINES, que se

encuentra en el extremo de la placa SCMB 325, junto al disyuntor de energía y al cable Ethernet que hace de LINK de datos de la interface a la PC.

A continuación se muestran ciertos gráficos para poder entender de forma más clara como es el funcionamiento de este equipo, además es recalable, que los datos aquí expuestos son provenientes del análisis del equipo y de las investigaciones precedentes.

En cada una de ellas explica cómo funcionan cada sistema implementado, y como se comunican, después de analizar este proyecto se puede discernir que todos los componentes funcionan de forma conjunta en un así llamado MATRIMONIO ELECTRÓNICO, uno de estos componentes falla el resto fallará, y si son mal ensamblados o conectados, estos también fallarán. A continuación se presentan las gráficas de discernimiento de las conexiones eléctricas.

### 3.15 Pruebas de control

Las pruebas que se denominan de control tienen que ver con las metas que se habían planteado como proyecto es decir los objetivos que se intentaba alcanzar, sin lugar a duda las pruebas más importantes son en el grado de sensibilidad de los controles de vuelo, puesto que estos eran un factor muy necesario de solucionar.



**Figura 71** Pruebas de sensibilidad.

**Tabla 3**

Pruebas de control.

Pruebas de control			
Prueba	Rango de aceptación	Si	No
Conectividad	Conexión de los potenciómetros a la placa de control.	•	
Respuesta	Envío de información por parte de los potenciómetros.	•	
Fiabilidad	Los sistemas de censado están firmes y no se mueven	•	
Fuerza requerida	Fuerza mínima requerida para mover el YOKE	•	


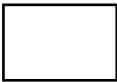
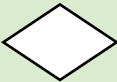

### 3.16 Diagramas de procesos

Los diagramas de procesos son representaciones esquemáticas que nos ayuda a describir cada uno de los pasos realizados mediante el uso de simbología, a continuación se presentan los procesos de la instalación y comprobación del sistema experimental que se instaló en los controles de vuelo del simulador Boeing 737-800, para lo cual se utilizó la siguiente simbología:

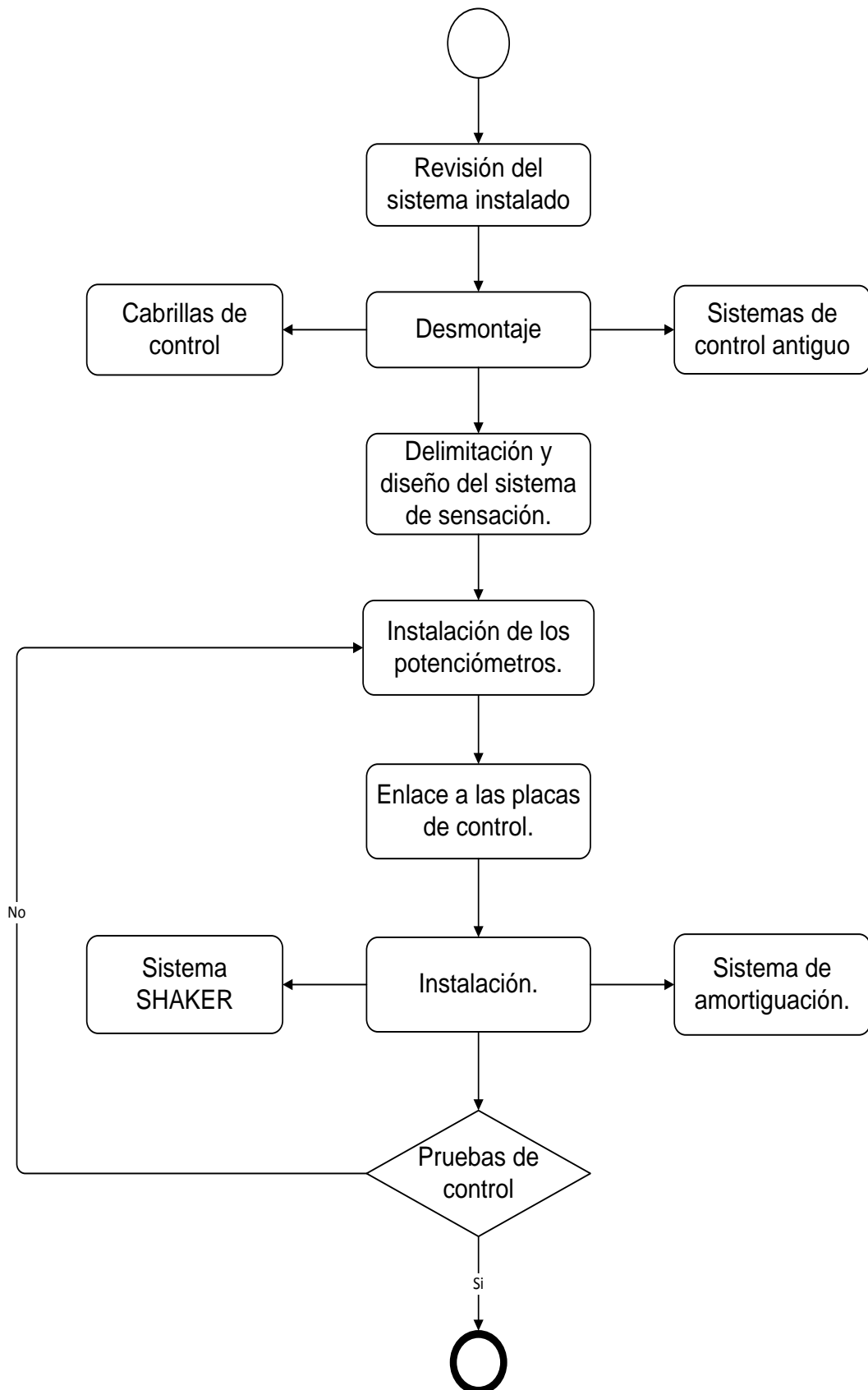


**Tabla 4**

Simbología del diagrama de procesos

Símbolo	Significado
	Inicio o finalización
	Proceso
	Condición
	Conector

### 3.16.1 Planificación de tareas general.



### 3.17 Análisis económico

El análisis económico consta de las cantidades que se invirtieron para lograr el desarrollo del proyecto, es decir aquellas cosas con las que no se contaba, además se hace constancia los valores referibles a transporte documentación e investigación y otros.

#### 3.17.1 Gastos primarios

Esta cantidad hace referencia al material utilizado para el desarrollo del sistema experimental que se instaló en los controles de vuelo del simulador de cabina del Boeing 737-800. La placa de control master no se la tomo en cuenta ya que se utilizó la placa antes instalada.

**Tabla 5**

Lista gastos primarios

No	DESCRIPCIÓN	CANTIDAD	V. UNITARIO	V. TOTAL \$
1	Potenciómetros	3 u	118,00	354,00
2	Amortiguadores neumáticos	3 u	96,00	288,00
3	Placa de control	1 u	95,00	95,00
4	Impresiones 3D	5 u.	7,00	35,00
5	Cableado y electrónica	Varios	-	150,00
6	Thinner	1 lt.	2,00	2,00
7	Control shaker	1 u.	125,00	125,00
8	Caucho de silicon	6 u.	40,50	243,00
<b>TOTAL</b>				<b>1 292,00</b>

### 3.17.2 Gastos secundarios

Los gastos secundarios son los gastos que involucran el desarrollo de la parte teórica del proyecto.

**Tabla 6**

Lista gastos secundarios

No	DESCRIPCIÓN	V. UNITARIO	V.TOTAL \$
1	Gastos de movilización	187,00	187,00
2	Copias e internet	15,00	15,00
3	Impresiones del proyecto	13,00	13,00
4	Empastado	25,00	25,00
5	Anillado	5,00	5,00
6	CD del proyecto	5,00	5,00
<b>TOTAL</b>			<b>250,00</b>

### 3.17.3 Gastos totales

Los gastos totales corresponden a la sumatoria de los gastos primarios más los gastos secundarios.

**Tabla 7**

Lista gastos totales

No	DESCRIPCIÓN	V.TOTAL \$
1	Gastos primarios	1292,00
2	Gastos secundarios	250,00
<b>TOTAL</b>		<b>1 542,00</b>

## CAPÍTULO IV

### CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

#### 4.1 Conclusiones

- Con el análisis que se dio inicialmente a los equipos anteriormente instalados, y un breve análisis a la identificación de soluciones, se puede concluir que la utilización de herramientas como son los software; son programas que nos permiten al menos de una forma virtual, ver cuál será el producto final, o al menos un aproximado del mismo.
- Posterior a una exhaustiva búsqueda basada en el método del ensayo y error se dio con una solución que conjuga dos métodos que generan tracción longitudinal progresiva y que tiene como resultado una sensación similar a la del accionamiento de los controles reales. Por otro lado los sistemas de tracción de los sistemas YAW y ROLL, fueron extraídos puesto que no favorecían en la manipulación de los controles de vuelo.
- De la implementación de los nuevos equipos electrónicos se puede ultimar que una adecuada planificación del mantenimiento de estos equipos, pueden alargar la vida útil del sistema, además que el uso de equipos con mejores prestaciones, mejoran sustancialmente las prestaciones del simulador.

## 4.2 Recomendaciones

- Se debe hacer uso de los equipos de forma correcta y con la guía de un docente a cargo, para la ejecución de los diferentes equipos y programas que trabajan conjuntamente para la operación de la cabina de simulación del Boeing 737-800 NG.
- No realizar manipulación alguna en los ejes de cada uno de los potenciómetros instalados, ya que, algún tipo de cambio en los trimandos acarrearía fallas en el sistema de medición y en la ejecución de la simulación de vuelo.
- Después de cada 10 simulaciones se debe realizar un test de los sistemas de potenciómetros, para descartar variación alguna en los ejes por medio del SC PASCAL.
- Si se desea realizar un pequeño mantenimiento, o un grande, se explique que el equipo debe estar fuera de servicio durante un tiempo prudencial, puesto que los componentes que se encuentran ya instalados, son bastante frágiles, y pueden ser afectados por estática, y por su mala manipulación.

## GLOSARIO

### A

**AAC.-** Autoridad de aviación civil

**Abrasivo.-** Es una sustancia que tiene como finalidad actuar sobre otros materiales con diferentes clases de esfuerzo mecánico triturado, (molienda), corte, pulido. Es de elevada dureza y se emplea en todo tipo de procesos, industriales y artesanales.

**Accionar.-** Poner en funcionamiento un mecanismo o parte de él, dar movimiento.

**Aeronave.-** Una aeronave es cualquier vehículo capaz de navegar por el aire, o, en general, por la atmósfera de un planeta. Según la OACI, aeronave es toda máquina que puede desplazarse en la atmósfera por reacciones del aire que no sean las reacciones del mismo contra la superficie de la tierra.

**Aeronavegabilidad.-** es la aptitud técnica y legal que debe tener una aeronave para volar en condiciones de operación segura, de tal manera que:

- a) Cumpla con su Certificado Tipo.
- b) Que exista la seguridad o integridad física, incluyendo sus partes, componentes y subsistemas, su capacidad de ejecución y sus características de empleo.
- e) Que la aeronave lleve una operación efectiva en cuanto al uso (corrosión, rotura, pérdida de fluidos, etc.), hasta su próximo mantenimiento.

**ATA 100.-** Es un sistema de clasificación en árbol cuyo fin es el de estructurar de forma generalizada desde el avión como elemento, hasta cada una de sus piezas. Es una notación universal aeronáutica, y con ello se consigue que todo el mundo trabaje con las mismas referencias cuando se

desarrolla un sistema o cuando se encuentra un problema, independientemente del fabricante o empresa de diseño que esté dando la solución

**ATA 27.-** Controles de vuelo (Flight Controls)

**ATA 29.-** Sistema hidráulico (Hydraulic power)

## C

**Cimentar.-** Establecer o fijar principios o bases sobre las que se consolida algo.

**Coyuntura.-** Se denomina coyuntura al conjunto de circunstancias, hechos importantes o históricos, contingentes y cambiantes que determinan una situación.

**Compilador.-** Es un programa informático que traduce un programa escrito en un lenguaje de programación a otro lenguaje diferente. Usualmente el segundo lenguaje es lenguaje de máquina, pero también puede ser un código intermedio (bytecode), o simplemente texto. Este proceso de traducción se conoce como compilación.

**CW.-** Control Wheel, alternativamente conocido como una rueda de control es un dispositivo utilizado para el pilotaje de las aeronaves.

## D

**DGAC.-** Dirección General de Aviación Civil.

**Disyuntor.-** Es un aparato capaz de interrumpir o abrir un circuito eléctrico cuando la intensidad de la corriente eléctrica que por él circula excede de un determinado valor, o en el que se ha producido un cortocircuito.



## E

**Epóxica.-** Los materiales epoxicos son aquellos que reaccionan cuando los mezclas con un catalizador o endurecedor y son comúnmente conocidos como resinas ya que a estas para aplicarlas necesitan de un endurecedor las más comunes son las que se utilizan al trabajar la fibra de vidrio, las figuras de adorno, la fibra de carbono, y tienen muchísimas aplicaciones

**Equipo.-** Uno o varios conjuntos de componentes relacionados operacionalmente para el cumplimiento integral de una función determinada.

## F

**Fluctuación.-** Variación en el valor o medida.

**Fly by wire (FBW).-** Traducido del inglés como pilotaje por cable o pilotaje por mandos electrónicos, es un sistema que reemplaza los controles de vuelo manuales convencionales de un avión con una interfaz electrónica.

**FOCW.-** First Officer Control Wheel.

## H

**Hipersustentador.-** es un ingenio aerodinámico diseñado para aumentar la sustentación, en determinadas fases del vuelo de una aeronave. Su fin es aumentar la cuerda aerodinámica y la curvatura del perfil alar, modificando la geometría del perfil de tal modo que la velocidad de entrada en pérdida durante fases concretas del vuelo, como el aterrizaje o el despegue se reduzca de modo significativo, permitiendo un vuelo más lento que el de crucero.

**I**

**Incidencia.-** Cosa que se produce en el transcurso de un asunto, un relato, etc., y que repercute en él alterándolo o interrumpiéndolo.

**Inspección.-** Es el acto de examinar una aeronave o componente de aeronave para establecer la conformidad con un dato de mantenimiento.

**L**

**LDU.-** Lower Display Unit.

**Limpieza.-** Acción de remover y/o desnaturalizar los residuos presentes en las diferentes superficies.

**M**

**Mantenimiento.-** Trabajos requeridos para asegurar la aeronavegabilidad de las aeronaves, lo que incluye una o varias tareas tales como: reacondicionamiento, reparación, inspección, reemplazo de piezas, modificación o rectificación de defectos.

**R**

**Reóstatos.-** Es el dispositivo de un circuito eléctrico que permite modificar su resistencia. A través del movimiento de un cursor o de un eje, el reóstato permite variar el nivel de la corriente.

**S**

**Servo.-** También llamado servomotor es un dispositivo similar a un motor de corriente continua que tiene la capacidad de ubicarse en cualquier posición dentro de su rango de operación, y mantenerse estable en dicha posición.

Un servomotor es un motor eléctrico que puede ser controlado tanto en velocidad como en posición.

**Shut off valve.-** En una válvula selenoide de cierre de seguridad, una acción del resorte cierra la válvula al instante cuando una corriente eléctrica falla y el solenoide deja de ser activado. El circuito de solenoide está generalmente dispuesto de manera que se rompe en caso de fallo de cualquier elemento del sistema. Esta válvula no se puede volver abrirse hasta que se vuelve a activar el solenoide.

**Simulador de vuelo.-** instalación para el entretenimiento de pilotos de avión que reproduce el puesto de pilotaje de un avión simulando ciertas condiciones de vuelo real o de operaciones de vuelo.

**Simulador.-** dispositivo o aparato que simula un fenómeno, el funcionamiento real de otro aparato o dispositivo o las condiciones de entorno a las que están sometidos una máquina, aparato o material

**Speed brake.-** Los frenos de aire son un tipo de superficies de control de vuelo utilizados en una aeronave para aumentar la fricción o aumentar el ángulo de aproximación durante el aterrizaje. Los frenos de aire son diferentes de los alerones, los frenos de aire están diseñados para aumentar la fricción mientras que hace pocos cambios a levantar, mientras spoilers reducen la proporción de elevación de arrastre y requieren un mayor ángulo de ataque para mantener el ascensor, lo que resulta en una mayor velocidad de pérdida.

**Stick shaker.-** Es un dispositivo mecánico localizado en la palanca del piloto, su función es vibrar rápidamente y de forma ruidosa para advertir a los tripulantes de cabina de una inminente pérdida o caída en stall.

**Súbito.-** Se designa algo que ocurre, aparece o se manifiesta de manera repentina o precipitada. La palabra, como tal, proviene del latín subītus, que significa 'inesperado'.

## BIBLIOGRAFÍA

- 3D, I. (2015). *3D impresoras*. Recuperado el 2016, de <http://www.3dimpresoras3d.com/que-es-una-impresora-3d/>
- Aircrafts, H. &. (2014). *helicopters&aircrafts*. Obtenido de <http://heli-air.net/2016/02/25/fly-by-wire/>
- Area-tecnologia. (2014). *area-tecnologia.com*. Recuperado el 2016, de <http://www.areatecnologia.com/>
- Avionestodo. (2015). *www.todo-aviones.com.ar*. Obtenido de <http://www.todo-aviones.com.ar/>
- Aviónmov3. (25 de Febrero de 2013). *wikipedia*. Obtenido de [https://es.wikipedia.org/wiki/Ejes\\_del\\_avi%C3%B3n#/media/File:Avi%C3%B3nmov3.JPG](https://es.wikipedia.org/wiki/Ejes_del_avi%C3%B3n#/media/File:Avi%C3%B3nmov3.JPG)
- Boeing. (2005). *ATA 27*.
- Boeing. (2014). *CBT computer training system*. USA.
- Boeing. (2015). *ModoCharlie*.
- Brandy, C. (2012). *B 737 systems*. Obtenido de <http://www.b737.org.uk/flightcontrols.htm>
- Comaudi. (2014). Obtenido de <http://www.comaudi-industrial.com/>
- Control de vuelo. (2014). Recuperado el 2016, de <http://bibing.us.es/proyectos/abreproy/70548/fichero/2.+Control+de+vuelo.pdf>
- Daragbyrne. (2015). Obtenido de <http://daraghbyrne.github.io/>
- Fly away. (2014). Recuperado el marzo de 2016, de <https://flyawaysimulation.com/downloads/files/4192/fsx-sp2-compatible-bac-1-11-200/>
- Fom Per . (2013). Obtenido de <http://www.fomper.com.pe/>
- Hedkings, R. (2015). Obtenido de [www.slideshare.net](http://www.slideshare.net)

- López, M. (31 de Octubre de 2015). *Aviacion para todos*. Obtenido de [http://aviacionparatodos1.blogspot.com/2015\\_10\\_01\\_archive.html](http://aviacionparatodos1.blogspot.com/2015_10_01_archive.html)
- Manpower*. (2016). Obtenido de [http://manpowercis.co/producto/proteccion\\_facial\\_cabeza/](http://manpowercis.co/producto/proteccion_facial_cabeza/)
- Microsoft. (2015). *microsoft*. Recuperado el 2016, de [www.microsoft/games/simulatorx.com](http://www.microsoft/games/simulatorx.com)
- Muñoz, M. A. (2013). *Manual de vuelo*. Obtenido de [view-source:http://www.manualvuelo.com/PBV/PBV15.html](http://www.manualvuelo.com/PBV/PBV15.html)
- Oni.escuelas. (2003). *Los mandos*. Obtenido de [http://www.oni.escuelas.edu.ar/2003/buenos\\_aires/62/tecnolog/mandos.htm](http://www.oni.escuelas.edu.ar/2003/buenos_aires/62/tecnolog/mandos.htm)
- Oñate, E. (1994). *Aerodinamica Practica*. España: Paraninfo.
- Philmarin. (10 de Mayo de 2016). *es.wikipedia.org*. Obtenido de [https://es.wikipedia.org/wiki/Boeing\\_737](https://es.wikipedia.org/wiki/Boeing_737)
- Realidad-virtual. (2013). *Realidad-virtual*. Recuperado el 2016, de <https://entrenamientovr.wordpress.com/>
- Rubio, E. G. (2015). *aerohispanoblog*. Obtenido de <http://www.aerohispanoblog.com/>
- Seguridad y salud en el trabajo*. (2015). Obtenido de <http://normas-ohsas18001.blogspot.com/2013/12/ropa-de-seguridad.html>
- Sismo-Soluciones*. (2015). Obtenido de [www.sismosoluciones.com/electronics](http://www.sismosoluciones.com/electronics)
- Timberland PRO*. (2013). Obtenido de <http://zapatos-geox.blogspot.com/2013/06/timberland-pro-6-pit-boss-punta-de-acero.html>
- Transport, D.-9.-9. (1995-2016). Obtenido de <http://www.boeing.com/history/products/dc-9.page>
- Uptodown. (2014). *Uptodown*. Recuperado el 2016, de <https://free-pascal.uptodown.com/windows>
- Word-present*. (2014). Obtenido de [neumaticabasicaepp.wordpress.com](http://neumaticabasicaepp.wordpress.com)

## HOJA DE VIDA

### DATOS PERSONALES

APELLIDOS: Ramos Lasso

NOMBRES: Catherine Andrea

CÉDULA DE CIUDADANÍA: 172192958-4

NACIONALIDAD: Ecuatoriana

FECHA DE NACIMIENTO: 25-03-1992

TELÉFONOS: 0984499449

CORREO ELECTRÓNICO: sheccit-250@hotmail.com

DIRECCIÓN: Quito-La Forestal-calle Imantag S10-66 y Pacamoros.



### ESTUDIOS REALIZADOS

Primaria: Escuela Fiscal "Dr. José María Velasco Ibarra"

Secundaria: Colegio Técnico Humanístico Experimental "Quito"

Superior: Universidad de las Fuerzas Armadas-ESPE  
Unidad de Gestión de Tecnologías

### TÍTULOS OBTENIDOS

Bachillerato Físico Matemático.

Tecnólogo Aeronáutico en la Carrera de Motores.

## **EXPERIENCIA PROFESIONAL O PRÁCTICAS PREPROFESIONALES**

Ayudante de mecánico:

- Brigada de aviación del Ejército N° 15 "PAQUISHA"

Helicópteros: Súper Puma y MI-171

- Ala de transporte N° 11

Aeronaves: Boeing 727, Boeing 737

- Alas de socorro.

Cessna TU206G, Cessna U206G

- Línea Aérea Cuencana LAC

Boeing 737-500, Bombardier CRJ-700.

## **CURSOS Y SEMINARIOS**

Ingles            Nivel Hablado: Básico            Nivel Escrito: Intermedio

Microsoft office    Word, Excel, PowerPoint, Publisher, y Visio.

## HOJA DE LEGALIZACIÓN DE FIRMAS

**DEL CONTENIDO DE LA PRESENTE INVESTIGACIÓN SE  
RESPONSABILIZA EL AUTOR**

---

RAMOS LASSO CATHERINE ANDREA  
C.C 172192958-4

DIRECTOR DE LA CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA

---

ING. RODRIGO BAUTISTA

Latacunga, 07 octubre de 2016