



**ESPE**

UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS  
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

**UNIDAD DE GESTIÓN DE  TECNOLOGÍAS**

**DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES**

**CARRERA DE TECNOLOGÍA EN MECÁNICA AERONÁUTICA  
MENCION AVIONES**

**MONOGRAFÍA: PREVIO A LA OBTENCIÓN DEL TÍTULO DE  
TECNÓLOGO EN MECÁNICA AERONÁUTICA MENCION AVIONES**

**TEMA: “REALIZAR EL AJUSTE Y PRUEBA DEL SISTEMA DE  
ADVERTENCIA DE PERDIDA “STALL WARNING”, DE ACUERDO A LA  
TAREA DE MANTENIMIENTO 34-14-00 APLICABLE A LA AERONAVE  
HAWKER SIDDELEY 125-400, PERTENECIENTE A LA UNIVERSIDAD  
DE LAS FUERZAS ARMADAS ESPE-UGT”**

**AUTOR: GALLARDO MAIGUA, ANDRÉS EFRAÍN**

**DIRECTOR: TLGO. ZURITA CAISAGUANO, JONATHAN RAPHAEL**

**LATACUNGA**

**2020**



## DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

### CARRERA DE TECNOLOGÍA EN MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN AVIONES

#### CERTIFICACIÓN

Certifico que la monografía, “REALIZAR EL AJUSTE Y PRUEBA DEL SISTEMA DE ADVERTENCIA DE PERDIDA “STALL WARNING”, DE ACUERDO A LA TAREA DE MANTENIMIENTO 34-14-00 APLICABLE A LA AERONAVE HAWKER SIDDELEY 125-400, PERTENECIENTE A LA UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS ESPE–UGT” fue realizado por el señor **GALLARDO MAIGUA, ANDRÉS EFRAÍN** el mismo que ha sido revisado en su totalidad, analizado por la herramienta de verificación de similitud de contenido, por lo tanto cumple con los requisitos teóricos, científicos, técnicos, metodológicos, y legales establecidos por la Universidad de las fuerzas Armadas ESPE, razón por la cual me permito acreditar y autorizar para que lo sustente públicamente.

Latacunga, 30 enero 2020

Firma:

**TLGO. ZURITA CAISAGUANO, JONATHAN RAPHAEL**

**C.C.:0503068660**



## DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

### CARRERA DE TECNOLOGÍA EN MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN AVIONES

#### AUTORIA DE RESPONSABILIDAD

Yo, **GALLARDO MAIGUA, ANDRÉS EFRAÍN**, declaro que el contenido, ideas y criterios de la monografía **“REALIZAR EL AJUSTE Y PRUEBA DEL SISTEMA DE ADVERTENCIA DE PERDIDA “STALL WARNING”, DE ACUERDO A LA TAREA DE MANTENIMIENTO 34-14-00 APLICABLE A LA AERONAVE HAWKER SIDDELEY 125-400, PERTENECIENTE A LA UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS ESPE-UGT”** es de mi autoría y responsabilidad, cumpliendo con los requisitos teóricos, científicos, técnicos, metodológicos y legales establecidos por la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, respetando los derechos intelectuales de terceros y referenciando la citas bibliográficas.

Consecuentemente el contenido de la investigación mencionada es veraz.

Latacunga, 30 enero 2020

Firma:

---

**GALLARDO MAIGUA, ANDRÉS EFRAÍN**

**C.C:1724300197**



## DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

### CARRERA DE TECNOLOGÍA EN MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN AVIONES

#### AUTORIZACIÓN

Yo, **GALLARDO MAIGUA, ANDRÉS EFRAÍN** autorizo a la Universidad de las Fuerzas Armadas publicar la monografía “**REALIZAR EL AJUSTE Y PRUEBA DEL SISTEMA DE ADVERTENCIA DE PERDIDA “STALL WARNING”, DE ACUERDO A LA TAREA DE MANTENIMIENTO 34-14-00 APLICABLE A LA AERONAVE HAWKER SIDDELEY 125-400, PERTENECIENTE A LA UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS ESPE-UGT**” en el Repositorio Institucional cuyo contenido, ideas y criterios son de mi responsabilidad.

Latacunga, 30 enero 2020

Firma:

---

**GALLARDO MAIGUA, ANDRÉS EFRAÍN**

**C.C.:1724300197**

## **DEDICATORIA**

El presente trabajo de grado va dedicado a las personas que me dieron su ayuda incondicional, mis padres ya que, sin la ayuda de ellos en el trayecto de mi carrera, no hubiera podido lograr llegar tan lejos como me encuentro actualmente, gracias a que impartieron en mis los valores básicos que toda persona debe tener como el respeto, la responsabilidad, la honestidad, el orgullo y la dedicación, el cual me ayudo en todo momento de mi carrera y a lo largo de mi vida, para lograr ser una persona de bien y principalmente una persona orgullosa de mi misma.

También va dedicado a mis abuelos, ya que fueron las personas que estuvieron atenta a las necesidades que tenía durante el trayecto de mi formación académica, logrando así tener una estancia placentera durante todos los años de formación.

**GALLARDO MAIGUA ANDRÉS EFRAÍN**

## **AGRADECIMIENTO**

Dicen que la mejor herencia que pueden dejar los padres es la educación y los valores a los hijos, ya que con estas dos son un gran arma a las adversidades que en el futuro puede presentarse, por lo cual quiero agradecer de manera inmensurable a mis padres, ya que tuve su apoyo y su consejo en todo momento, también porque a pesar de todo ellos son amigos y compañeros incondicionales que siempre estuvieron conmigo tanto en los malos momentos como en los buenos, haciendo que siempre este caminando de frente, en vista a la meta que quería llegar.

A mi familia ya que a pesar de las circunstancias me ayudaron a que la distancia que tenía con mis padres no me afecte mucho, también porque ellos siempre me dieron la confianza, esperanza y siempre tuvieron fe en mí, haciéndome sentir orgulloso de la profesión en cual estaba estudiando.

También agradezco a los docentes de la Unidad de Gestión de Tecnología de las Fuerzas Armadas ESPE, por habernos impartido el conocimiento tanto educativo como laboral, por avernos guiado en todos estos años de estudio, haciendo que tengamos un nivel de profesionalismo excelente y ayudándonos en todos los problemas que se nos presentaba en la universidad, haciendo que seamos profesionales aeronáuticos de gran nivel y con gran ética profesional.

**GALLARDO MAIGUA ANDRÉS EFRAÍN**

## ÍNDICE DE CONTENIDOS

### CARÁTULA

CERTIFICACIÓN .....	i
AUTORIA DE RESPONSABILIDAD.....	ii
AUTORIZACIÓN .....	iii
DEDICATORIA.....	iv
AGRADECIMIENTO .....	v
ÍNDICE DE CONTENIDOS.....	vi
ÍNDICE DE FIGURAS .....	xii
ÍNDICE DE TABLAS .....	xiv
RESUMEN.....	xv
ABSTRACT.....	xvi

### CAPÍTULO I

#### PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

1.1	Antecedentes.....	1
1.2	Planteamiento del problema .....	2
1.3	Justificación e importancia.....	3
1.4	Objetivos.....	4

1.4.1	Objetivo general.....	4
1.4.2	Objetivos específicos.....	4
1.5	Alcance.....	5

## **CAPÍTULO II**

### **MARCO TEÓRICO**

2.1	Descripción general del avión Hawker Siddeley.....	6
2.1.1	Historia.....	6
2.1.2	Generalidades.....	6
2.1.3	Diseño y desarrollo.....	7
2.1.4	Descripción del avión Hawker Siddeley 125-400.....	7
2.1.5	Datos técnicos.....	8
2.2	Descripción general del motor Rolls-Royce Viper 522.....	9
2.2.1	Descripción del motor.....	9
a.	Sistema de control y combustible.....	10
b.	Sistema de Aire.....	12
c.	Sistema de lubricación.....	13
2.2.2	Características técnicas del motor.....	15
2.3	Fuselaje.....	15



2.3.1	Componentes estructurales primarios .....	16
a.	Revestimiento .....	16
b.	Larguerillos .....	17
c.	Largueros.....	17
d.	Costillas y cuadernas.....	18
2.3.2	Componentes estructurales secundarios.....	19
2.4	Mandos de vuelo .....	19
2.4.1	Controles de vuelo primarios .....	19
2.4.2	Controles de vuelo secundarios.....	20
2.5	Sistema Pitot y Estático .....	21
2.5.1	General .....	21
2.5.2	Cabezas de Pitot .....	22
a.	Cabeza de Pitot izquierdo.....	22
b.	Cabeza de Pitot derecho .....	22
2.5.3	Placas de ventilación estáticas .....	23
2.6	Sistema de advertencia de perdida .....	24
2.6.1	Generalidades .....	24
2.6.2	Funcionamiento .....	25
2.7	Descripción del banco de prueba de pitot-estático PS-525A.....	26

2.7.1	Especificaciones del PS-525A.....	28
2.7.2	Teoría del banco de pruebas.....	30
a.	Teoría neumática.....	31
b.	Teoría electrónica.....	33
c.	Teoría eléctrica.....	34
2.7.3	Operación del equipo.....	35
a.	Información preliminar.....	35
2.7.4	Pre-prueba.....	36
2.7.5	Prueba del sistema de Pitot de la aeronave solamente.....	38
2.7.6	Prueba del sistema estático de la aeronave.....	39
2.7.7	Prueba Pitot y estáticos de la aeronave simultáneamente.....	41
2.7.8	Uso de la función de E.P.R.....	42
2.8	Equipo de protección personal.....	43
2.8.1	Protección de manos y brazos.....	43
2.8.2	Protección de pies y piernas.....	44
2.8.3	Ropa protectora.....	45

### **CAPÍTULO III**

#### **DESARROLLO DEL TEMA**

		x
3.1	Preliminares.....	47
3.2	Ubicación de la aeronave .....	47
3.3	Manual de Mantenimiento 34-14-0 HAWKER 125-400 .....	47
3.3.1	Sistema de advertencia de perdida .....	47
a.	Equipamiento requerido.....	47
3.4	Prueba de fugas .....	51
3.4.1	Equipo utilizado .....	51
3.4.2	Proceso de la prueba de fugas .....	52
3.5	Chequeo del sistema de advertencia de perdida.....	56
3.5.1	Equipo utilizado .....	56
3.5.2	Proceso del chequeo del sistema de advertencia de perdida.....	56

## **CAPÍTULO IV**

### **CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES**

4.1	Conclusiones .....	64
4.2	Recomendaciones .....	65

### **GLOSARIO DE TÉRMINOS..... 66**

### **ABREVIATURAS ..... 69**

### **REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS ..... 70**

**ANEXOS ..... 72****ANEXO A:** HOJA DE DESCRIPCIÓN DEL SISTEMA DE PITOT-ESTÁTICO**ANEXO B:** HOJA DE AJUSTE Y PRUEBA DEL STALL WARNING SYSTEM N.1**ANEXO C:** HOJA DE AJUSTE Y PRUEBA DEL STALL WARNING SYSTEM N.2**ANEXO D:** DIAGRAMA ESQUEMÁTICO SISTEMA PITOT/ESTÁTICO Y PÉRDIDA**ANEXO E:** HOJA DE DESCRIPCIÓN DEL SISTEMA DE PITOT-ESTÁTICO**ANEXO F:** DIAGRAMA DE LAS CAÑERÍAS DEL PITOT/ESTÁTICO

## ÍNDICE DE FIGURAS

<b>Figura 1.</b> Avión Hawker HS-125/400 .....	8
<b>Figura 2.</b> Dimensiones del Avión .....	9
<b>Figura 3.</b> Dimensiones del Avión .....	9
<b>Figura 4.</b> Motor PT6A-42 .....	10
<b>Figura 5.</b> Sistema de combustible .....	11
<b>Figura 6.</b> Sistema de aire .....	13
<b>Figura 7.</b> Sistema de lubricación .....	14
<b>Figura 8.</b> Fuselaje Semimonocasco .....	16
<b>Figura 9.</b> Estructura del ala .....	17
<b>Figura 10.</b> Ubicación de las costillas .....	18
<b>Figura 11.</b> Movimiento del avión en sus ejes.....	20
<b>Figura 12.</b> Controles de vuelo .....	20
<b>Figura 13.</b> Sistema Pitot-Estático .....	21
<b>Figura 14.</b> Tubo Pitot .....	22
<b>Figura 15.</b> Localización de los Pitot y Estáticos.....	24
<b>Figura 16.</b> Sistema de detección de perdida .....	26
<b>Figura 17.</b> Banco de prueba PS-525 .....	27
<b>Figura 18.</b> Diagrama neumático .....	31
<b>Figura 19.</b> Guantes.....	44
<b>Figura 20.</b> Zapato de seguridad .....	45
<b>Figura 21.</b> Overol.....	46

<b>Figura 22.</b> Acoples pitot/estático .....	52
<b>Figura 23.</b> Acople de pitot.....	53
<b>Figura 24.</b> Banco de pruebas .....	53
<b>Figura 25.</b> Estático a 10000 pies .....	54
<b>Figura 26.</b> final del chequeo estático .....	54
<b>Figura 27.</b> Pitot a 200 nudos .....	55
<b>Figura 28.</b> final del chequeo estático .....	55
<b>Figura 29.</b> Generador eléctrico de tierra.....	56
<b>Figura 30.</b> Panel P5.....	57
<b>Figura 31.</b> Circunbraker.....	57
<b>Figura 32.</b> Acople del estático .....	58
<b>Figura 33.</b> Banco conectado.....	58
<b>Figura 34.</b> Pitot a 78 nudos .....	59
<b>Figura 35.</b> Estático a 63 pies .....	59
<b>Figura 36.</b> Pitot a 95 nudos .....	60
<b>Figura 37.</b> Estático a 78 pies .....	60
<b>Figura 38.</b> Pitot a 110 nudos .....	60
<b>Figura 39.</b> Estático 90ft.....	61
<b>Figura 40.</b> Desfogue de presión .....	61
<b>Figura 41.</b> V.S.I .....	62
<b>Figura 42.</b> Interruptor de vuelo o tierra .....	63
<b>Figura 43.</b> Plug del generador .....	63

**ÍNDICE DE TABLAS**

<b>Tabla 1</b> <i>Datos técnicos Avión Hawker Siddeley HS-125/400</i> .....	8
<b>Tabla 2</b> <i>Características técnicas del motor</i> .....	15
<b>Tabla 3</b> <i>Especificaciones PS-525 velocidad del aire</i> .....	28
<b>Tabla 4</b> <i>Especificaciones PS-525 altímetro</i> .....	29
<b>Tabla 5</b> <i>Especificaciones PS-525 dimensiones y peso</i> .....	29
<b>Tabla 6</b> <i>Especificaciones PS-525 Fuente de alimentación</i> .....	30
<b>Tabla 7</b> <i>Especificaciones PS-525 otras características</i> .....	30
<b>Tabla 8</b> <i>Puntos de chequeo 1</i> .....	49
<b>Tabla 9</b> <i>Puntos de chequeo 2</i> .....	50
<b>Tabla 10</b> <i>Equipo para la prueba de fugas</i> .....	51
<b>Tabla 11</b> <i>Equipo para realizar chequeo del sistema</i> .....	56

## RESUMEN

En el presente trabajo de graduación, los trabajos de mantenimiento realizados en los equipos de navegación que se encuentran en el avión escuela HAWKER SIDDELEY 125-400, son llevadas a cabo de la manera más eficiente posible, y con un alto nivel de profesionalismo, ya que, si los trabajos de mantenimiento realizados no cumplen con los estándares de calidad, los equipos el cual fueron llevados a mantenimiento pueden llegar ser afectados, llegando así a tener un problema mayor. Para lograr el objetivo planteado se tuvo la necesidad de adquirir un banco de pruebas de pitot/estático este equipo permitirá el chequeo de los equipos de navegación de una manera mucho más segura y eficiente, este permitió realizar el chequeo del sistema de alerta de pérdida de la aeronave, haciendo ingresar las presiones estáticas como dinámicas hacia el instrumento, de una manera exacta y segura, logrando así que el chequeo funcional del equipo del sistema de alarma de pérdida de la aeronave sea exitoso. Llegando a los estándares de calidad de la aeronave, haciendo posible su correcto funcionamiento y manteniendo la funcionalidad de los instrumentos de navegación y así lograr que los futuros trabajos de mantenimiento en el avión escuela sean realizados con los equipos necesarios.

### **PALABRAS CLAVE:**

- **HAWKER SIDDELEY 125-400**
- **AERONAVES - MANTENIMIENTO**
- **AERONAVES - SISTEMA PITOT**



## **ABSTRACT**

In the present graduation work, the maintenance work carried out on the navigation equipment found in the HAWKER SIDDELEY 125-400 school aircraft is carried out in the most efficient manner possible, and with a high level of professionalism, since, if the maintenance work carried out does not meet the quality standards, the equipment which was taken for maintenance may be affected, thus leading to a major problem. In order to achieve this objective, it was necessary to acquire a pitot/static test bench. This equipment will allow checking the navigation equipment in a much safer and more efficient way, and it will allow checking the aircraft loss alert system, entering both static and dynamic pressures to the instrument in an exact and safe way, thus achieving a successful functional check of the aircraft loss alert system equipment. Reaching the appropriate aircraft quality standards, making possible its correct operation and maintaining the functionality of the navigation instruments and thus ensure that future maintenance work on the school plane is carried out with the necessary equipment.

## **KEYWORDS**

- **HAWKER SIDDELEY 125-400**
- **AIRCRAFT - MAINTENANCE**
- **AIRCRAFT – PITOT SYSTEM**

## CAPÍTULO I

### PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

#### 1.1 Antecedentes

Este estudio realizado demostrará la pertinencia de incorporar en la planificación de estudio del sistema de advertencia de pérdida, un módulo instruccional como recurso didáctico, tanto para estudiantes como para profesores, el cual será útil para la enseñanza de diversos tópicos, lo cual favorece la motivación y la realimentación informativa de los estudiantes.

La Unidad de Gestión de Tecnologías de la universidad de la Fuerzas Armadas ESPE cuenta con varios laboratorios, talleres equipados, y aeronaves escuela, las cual son adecuados para realizar tareas de inspección, mantenimiento, remoción e instalación, permitiendo que los estudiantes puedan adquirir sus conocimientos mediante la práctica en conjunto con la teoría, logrando así futuros tecnólogos competentes para la industria de la aviación.

En vista de las necesidades de cumplir con trabajos de inspección y mantenimiento en los instrumentos de los aviones escuela que posee la institución, es necesario aprender el uso de diversos tipos bancos digitales, por lo tanto, he visto la necesidad de implementar un equipo de soporte técnico para el sistema de pitot y estático, el cual facilitará el método de estudio de los instrumentos de la aeronave y así aumentando el desempeño de los mecánicos al realizar cualquier trabajo de mantenimiento a los instrumentos de los aviones escuela que posee la institución.

## 1.2 Planteamiento del problema

La prestigiosa institución tiene aeronaves escuela, donde se desarrollará una mejora en el desarrollo de aprendizaje y educación, lo cual nos llevará a ser mejores profesionales, para la sociedad, y esto llevará a ver el entorno en el que nos desenvolvemos y de esta manera podemos apreciar las pequeñas cosas complementarias que se podrían implementar dentro del plantel, para mejoras tanto, en seguridad como en accesibilidad para los distintos ambientes en los que todos y cada uno de los estudiantes se desenvuelvan, ya que entre más real sea nuestra estadía en la institución más capacitados estaremos para llenar un puesto de trabajo eliminando errores y desavenencias dentro del mismo.

Mediante el seguimiento de estos elementos complementarios en el instituto, se puede observar la necesidad de implementar una herramienta de soporte, como es la implementación del Banco de Prueba Digital P-525 A, el cual ayudará a los mecánicos con un mejor desempeño y desenvolvimiento en la manipulación de equipos digitales que poseen las aeronaves y de esta manera aumentar los conocimientos sobre la nueva tecnología la cual va aumentando en Aviación día a día.

Conjuntamente con la utilización de la información técnica se podrá realizar tareas de mantenimiento, como inspecciones; comprobando los signos de daños mecánicos, así como la limpieza de sus terminales. Se aporta con los conocimientos básicos de un sistema tan esencial en una aeronave, que en su buen funcionamiento podrá mantener su aeronavegabilidad y seguridad.

### **1.3 Justificación e importancia**

Tomando en cuenta que la Unidad de Gestión de Tecnologías – ESPE es considerado uno de los mejores centros de aprendizaje, de aviación a nivel nacional y siendo esta la cuna de todos los tecnólogos aeronáuticos se pone a decisión la implementación del banco de prueba digital de pitot y estático para chequeos, inspecciones y ajustes de todos los equipos e instrumentos de las aeronaves y que será de uso único y exclusivo para los estudiantes de la carrera de mecánica aeronáutica que serán los mayores beneficiados con el conocimiento que los docentes impartirán y de esta manera ir mejorando en el tipo de profesionales entrega la Unidad al País y a la sociedad.

De esta manera los estudiantes podrán realizar prácticas en un ambiente más técnico logrando así una mejor manera y poder aplicar todo el conocimiento adquirido en sus clases y prácticas en los talleres, para que puedan demostrar sus habilidades y lograr que su trabajo se desarrolle efectiva y eficientemente.

La Unidad de Gestión de Tecnologías está certificada por la RDAC 147 que cumple como Centro de Instrucción Aeronáutica Civil, debe contar con equipos de instrucción que faciliten el aprendizaje y enseñanza tanto para los estudiantes como para los docentes.

El desarrollo del actual proyecto será favorable para que la tecnología vaya avanzando en Aviación y la Unidad de Gestión de Tecnología, para que todos estén por un bien en común, así ira brindado una mejor ayuda y enseñanza, tanto en forma teórica

como práctica, ya que les permite tener un conocimiento más claro y preciso mediante la visualización y manejo de equipos electrónicos, lo que influirá para las destrezas en sus prácticas pre-profesionales.

## **1.4 Objetivos**

### **1.4.1 Objetivo general**

- Realizar el ajuste y prueba del sistema de advertencia de pérdida “stall warning”, de acuerdo a la tarea de mantenimiento 34-14-00, aplicable a la aeronave Hawker Siddeley 125-400, perteneciente a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE-UGT.

### **1.4.2 Objetivos específicos**

- Recopilar toda la información necesaria para el ajuste y prueba del sistema de advertencia de pérdida de la aeronave Hawker Siddeley 125-400.
- Implementar el equipo de prueba digital, PS-525A el cual es necesario para realizar la tarea de mantenimiento 34-14-0, en la aeronave Hawker Siddeley 125-400 y su respectiva prueba de funcionamiento.
- Realizar la tarea de mantenimiento del sistema de advertencia de pérdida stall warning, de acuerdo tarea 34-14-0 del Manual de Mantenimiento en la aeronave Hawker Siddeley 125-400.

## **1.5 Alcance**

El propósito del ajuste y prueba del sistema de advertencia de pérdida “Stall Warning” mediante la implementación del equipo de prueba de pitot y estático es brindar una manera más factible y segura de enseñanza y aprendizaje, tanto para el docente como para el estudiante, logrando que estos aprendan el manejo y funcionamiento de equipos electrónicos/digitales, el cual se utilizan para realizar el mantenimiento de los equipos de las aeronaves. Logrando así el mejoramiento de el desenvolvimiento y fluidez de los conocimientos de los estudiantes, utilizando los recursos personales, académicos y económicos para implementar dicho sistema.

## CAPÍTULO II

### MARCO TEÓRICO

#### 2.1 Descripción general del avión Hawker Siddeley

##### 2.1.1 Historia

Hawker Siddeley era un grupo de empresas que se dedicaba a la elaboración de aeronaves, el cual acogió varios legados de fabricantes de aviones británicos, logrando así ser una de las dos compañías británicas más grandes e importantes de 1960, Hawker también se dedicaba a la elaboración de maquinaria en distintos tipos de mercados industriales, como la construcción de locomotoras y fabricación motores diésel (Airliners, 2017).

##### 2.1.2 Generalidades

Hawker tuvo su inicio a raíz de la primera guerra mundial y fue creado a partir de la quiebra de Sopwith Aviation Company, el cual posteriormente fue comprado por el piloto de pruebas de la misma empresa Harry Hawker y tres personas más, incluido Thomas Sopwith y así crear HG Hawker Engineering en 1920. En 1930 cambio de nombre a Hawker Aircraft Ltd. y aprovecho que en ese momento se estaba dando la gran depresión y de una posición financiera firme, para poder comprar Gloster Aircraft Company en 1934. El siguiente año se fusiona con Armstrong Siddeley y su filial, Armstrong Whitworth Aircraft, para formar Hawker Siddeley Aircraft Ltd. En 1933 la empresa "Hawker" fue eliminada junto a sus dos compañías hermanas. Varios años después la compañía estadounidense Raytheon mantuvo el legado al producir aviones

de negocio bajo el nombre de “Hawker”, el cual fue el resultado de la compra de la línea de producción de British Aerospace en 1993 (Francis, 1991).

### **2.1.3 Diseño y desarrollo**

El Hawker tiene un fuselaje semi-monocasco de alas bajas, que es impulsado por dos motores que son montados en la parte trasera del fuselaje. Tiene un ala ligeramente barrida, también tiene grandes alas y frenos aerodinámicos para poder tener mejores operaciones de vuelo en pequeños aeródromos; el avión puede volar desde pistas de aterrizaje endurecidas. La aeronave tiene un fuselaje perfectamente cilíndrico con el ala de una pieza montada en la parte inferior del fuselaje, este diseño permite que la mayoría de los trabajos de fabricación y ensamblaje del ala y el fuselaje se realicen en secciones separadas y que los dos se unan al final del proceso de producción. El ala también alberga tanques de combustible integrales que contienen la mayoría del combustible de la aeronave (Jerram, 1993) (Flying, 1962).

### **2.1.4 Descripción del avión Hawker Siddeley 125-400**

El avión Hawker Siddeley 125 fue uno de los mejores aviones que se generaron en Britania después de la Guerra, el cual destacó entre los mejores aviones de negocios originales. Este se desempeñó como una extensión de “De Havilland” antes de que esta compañía se uniera a Hawker Siddeley. Hawker Siddeley de fabricación británica, de tipo Jet corporativo de tamaño medio, posee dos motores turbo jets Rolls-Royce Viper 522, con capacidad de 7 pasajeros y 3 tripulantes; una velocidad de 695km/h (Museum Barrie Aircraft, n.d.) (Alejandro G, 2013).





**Figura 1.** Avión Hawker HS-125/400  
Fuente (Museum Barrie Aircraft, n.d.)

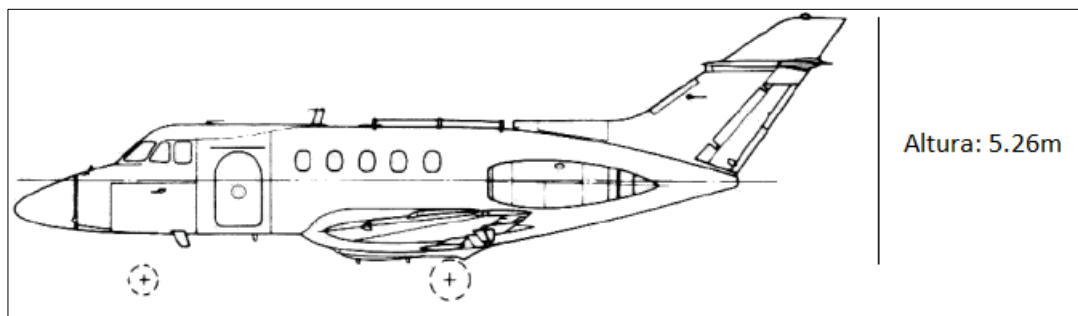
## 2.1.5 Datos técnicos

**Tabla 1**

*Datos técnicos Avión Hawker Siddeley HS-125/400*

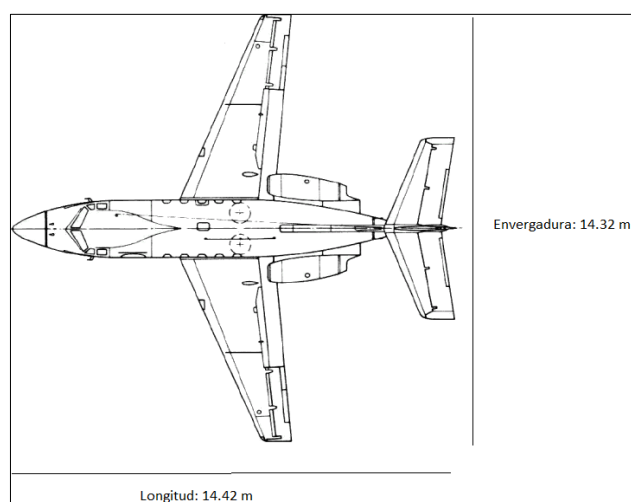
<b>Envergadura</b>	14.32 m	<b>Cabina</b>	Presurizada
<b>Longitud</b>	14.42 m	<b>Capacidad/pasajeros</b>	7 pasajeros
<b>Altura</b>	5.26 m	<b>Capacidad de carga</b>	10569 kg (23300 lbs)
<b>Área del ala</b>	32.8 m <sup>2</sup>	<b>Tripulación Básica</b>	Piloto, Copiloto
<b>Casa fabricante</b>	Británica	<b>Velocidad crucero</b>	724 km/h (390kt)
<b>Modelo motor</b>	Rolls-Royce Viper 522	<b>Autonomía de vuelo</b>	2.5 horas
<b>Clase</b>	Ejecutivo	<b>Tipo de combustible</b>	JP-1
<b>Tipo</b>	Turbo fan		

Fuente: (Museum Barrie Aircraft, n.d.)



**Figura 2.** Dimensiones del Avión

Fuente: (Museum Barrie Aircraft, n.d.)



**Figura 3.** Dimensiones del Avión

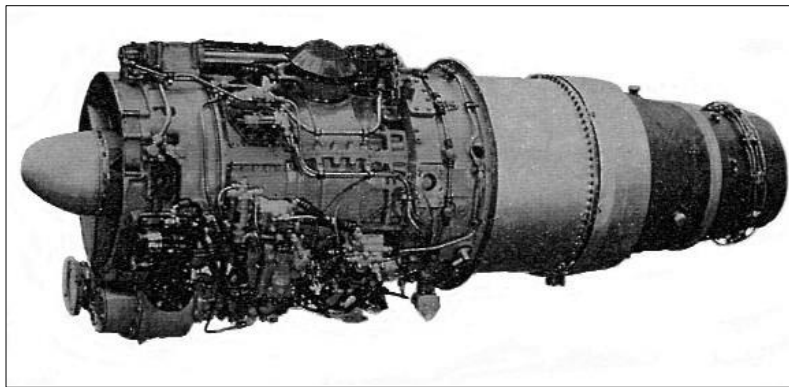
Fuente: (Museum Barrie Aircraft, n.d.)

## 2.2 Descripción general del motor Rolls-Royce Viper 522

### 2.2.1 Descripción del motor.

El Viper 522 es un motor de flujo axial directo. El aire que ingresa al motor se dirige al compresor por medio de las paletas de guía de entrada. A medida que el aire se mueve a través de las etapas del compresor, su presión aumenta. Cuando el flujo sale del compresor, unos conjuntos de cuchillas más rectas de flujo de dos etapas alimentan el aire comprimido hacia la sección de combustión (Powerjets, 2019).

La cámara de combustión es anular y utiliza 12 quemadores de vaporización tipo "bastón" como el método principal para quemar combustible. Se usan seis "quemadores de atomización" de arranque al arrancar el motor y estos son apagados por el control del motor cuando la presión de combustible primaria es alcanzada por la válvula de aumento de presión (PIV) (Powerjets, 2019).



**Figura 4.** Motor PT6A-42

Fuente: <https://www.everettaero.com/viper522.html>

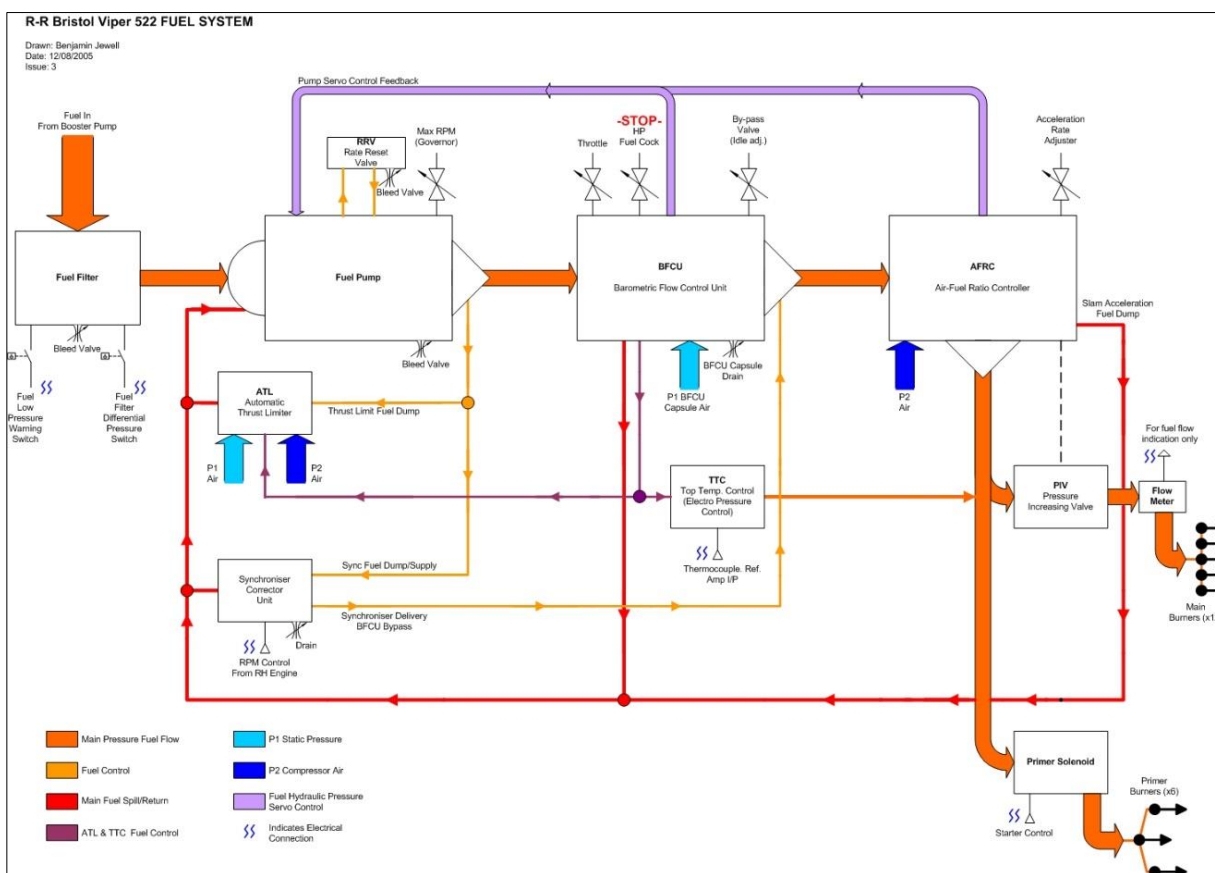
#### **a. Sistema de control y combustible**

El combustible se bombea desde la bomba que es accionada por la caja de engranajes de accesorios a través de la Unidad de Control de Flujo Barométrico (BFCU) y el Controlador de la Relación de Combustible de Aire (AFRC) y está limitado por la Unidad de Control de Temperatura Superior (TTC) y el Limitador de Empuje Automático (ATL) (Powerjets, 2019).

El combustible se quema en la cámara de combustión donde la velocidad del gas aumenta y el desplazamiento a través de las paletas de guía de la boquilla alimenta la turbina de tipo impulso / reacción. El trabajo de la turbina es extraer parte de la energía

del flujo de gas para impulsar el eje principal y transmitir la potencia que se utiliza para el compresor y la caja de cambios de accesorios (Powerjets, 2019).

El resto del flujo de gas se expande en la tubería de chorro y se endereza un poco por el cono de la boquilla de la turbina, donde es forzado a la atmósfera a través de una boquilla de tubería de chorro convergente, desarrollando así el empuje (Powerjets, 2019).



**Figura 5.** Sistema de combustible  
 Fuente: (Powerjets, 2019)

**b. Sistema de Aire**

El sistema de aire del Viper se divide en dos categorías principales; Motor y servicios. Como era de esperar, la mayor parte del aire que pasa se utiliza para la combustión (Powerjets, 2019).

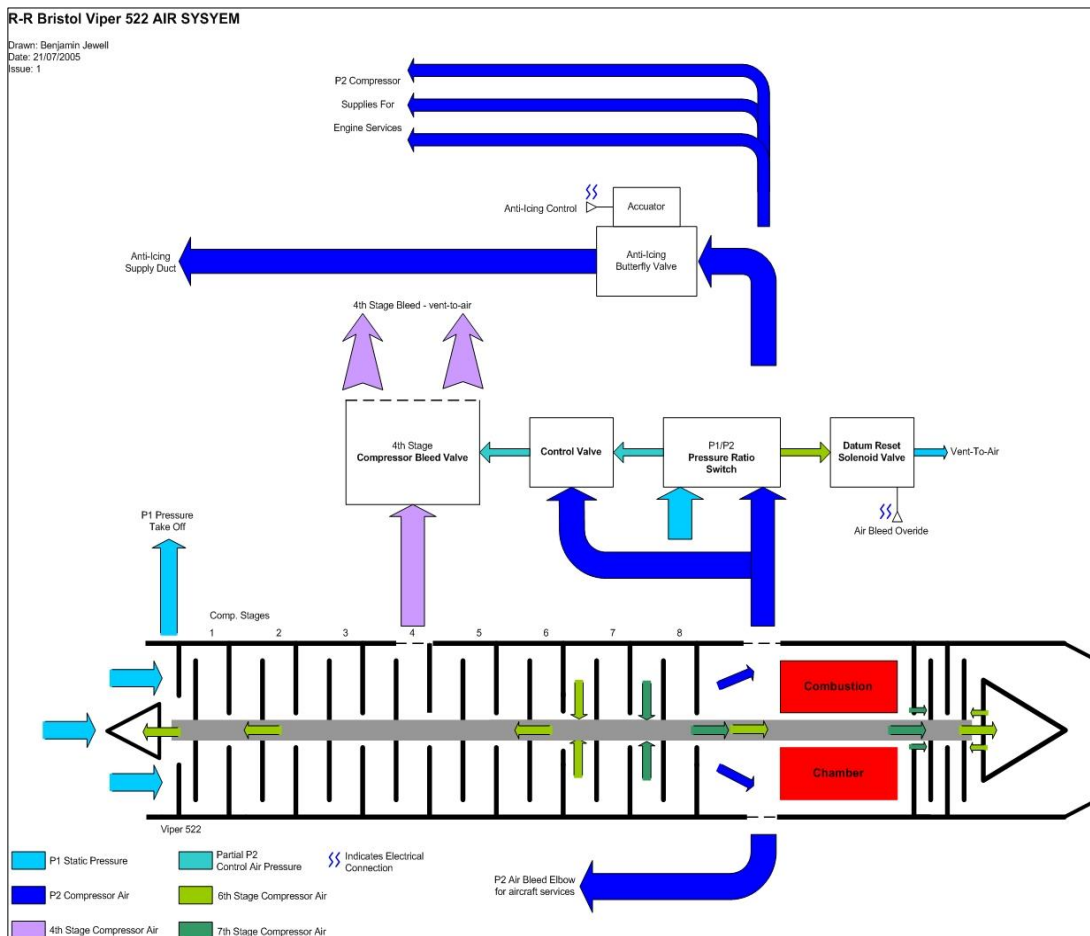
Pero parte del aire se purga en diferentes etapas para ser utilizado para servicios de motores y servicios de aeronaves. El aire P1, el aire atmosférico, se detecta en el conjunto de admisión para la BFCU y la cabeza de Pitot (Powerjets, 2019).

Existe un complejo sistema de purga de aire que está diseñado para purgar el aire del compresor de la 4ª etapa en condiciones de arranque y bajas RPM. Es una válvula controlada neumáticamente por un actuador que detecta las presiones P1 y P2 (aire de entrega del compresor) y activa la válvula de purga cuando se cumplen las condiciones correctas. El motivo de esto parece ser permitir un mejor control a bajas velocidades del motor (Powerjets, 2019).

El aire final del compresor se purga para suministrar servicios de aviación y también a través de una válvula de mariposa para suministrar aire caliente anti hielo a la cubierta de admisión (Powerjets, 2019).

El aire también se purga internamente desde la sexta y séptima etapa del compresor para suministrar aire de refrigeración a las caras delantera y trasera de la rueda de la turbina y para proporcionar aire anti hielo al cono de entrada. Esto se alimenta en pasajes internos y hacia abajo del eje principal hueco. Finalmente, parte de ese aire interno se

utiliza para ayudar a proporcionar un sello en los sellos laberínticos del eje interno (Powerjets, 2019).



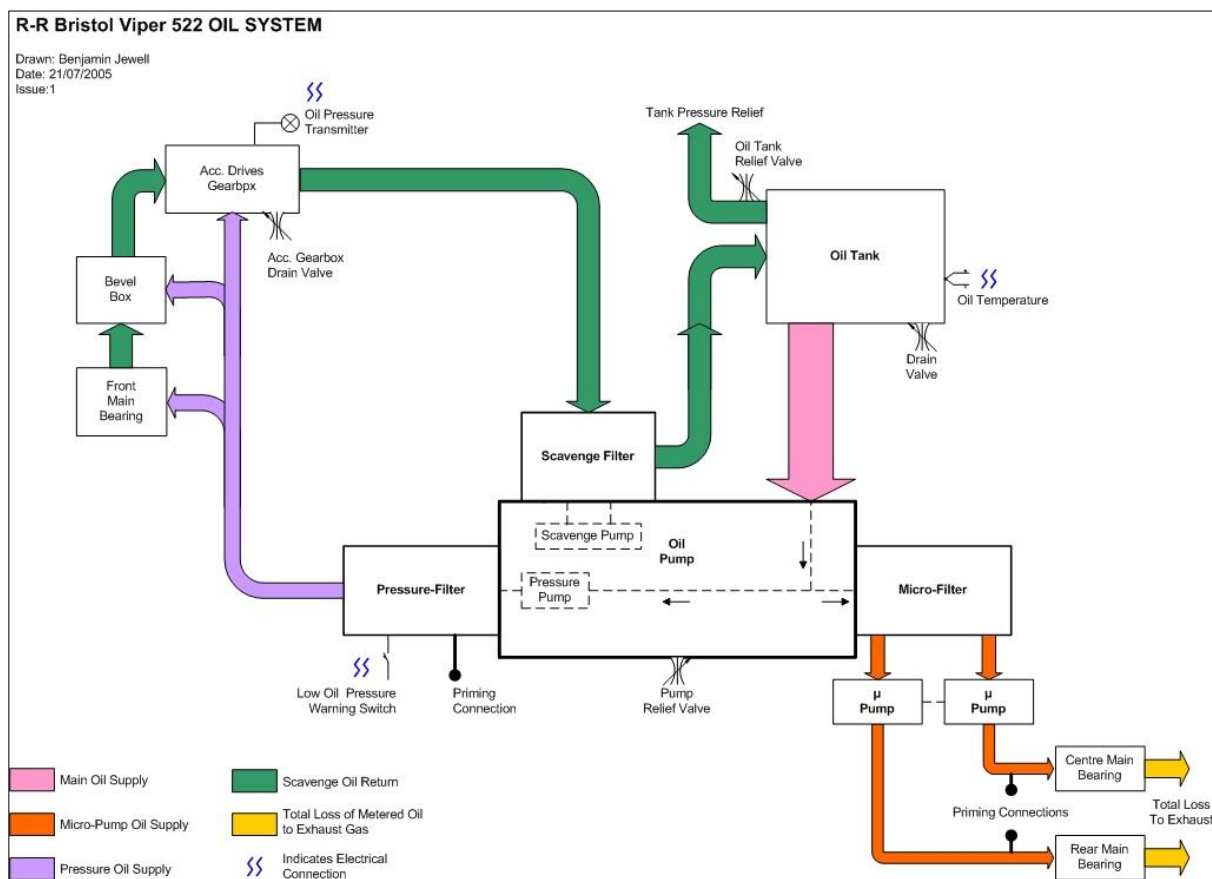
**Figura 6.** Sistema de aire  
 Fuente: (Powerjets, 2019)

### c. Sistema de lubricación

El sistema de lubricación del Viper consta de un tanque de almacenamiento, que contiene casi 8 litros de aceite, una bomba y filtros. El sistema es la eliminación parcial / la pérdida total de la parte. El aceite de los cojinetes de rodillos principales central y trasero no tiene retorno, ya que eso haría un proceso de fabricación complejo y el aceite tendría que enfriarse. Tan integrales en la bomba de aceite son dos "micro-bombas". Su

trabajo es proporcionar un rociado medido y medido de aceite para alimentar los cojinetes principales central y trasero. El aceite usado luego se agrega al flujo de gas y sale a través de la tubería de chorro. Esto significa que el motor usa aceite y, por lo tanto, tiene un tiempo limitado de funcionamiento, pero en realidad es más largo que cualquier vuelo (Powerjets, 2019).

El cojinete principal delantero, que es un cojinete de bolas, y la caja de engranajes de accesorios están lubricados a través de la misma bomba, pero el frente del motor tiene líneas de retorno y canales a través de un filtro de eliminación de residuos donde el aceite puede regresar, limpiarse y filtrarse al tanque (Powerjets, 2019).



**Figura 7.** Sistema de lubricación

Fuente: (Powerjets, 2019)

## 2.2.2 Características técnicas del motor

**Tabla 2**

*Características técnicas del motor*

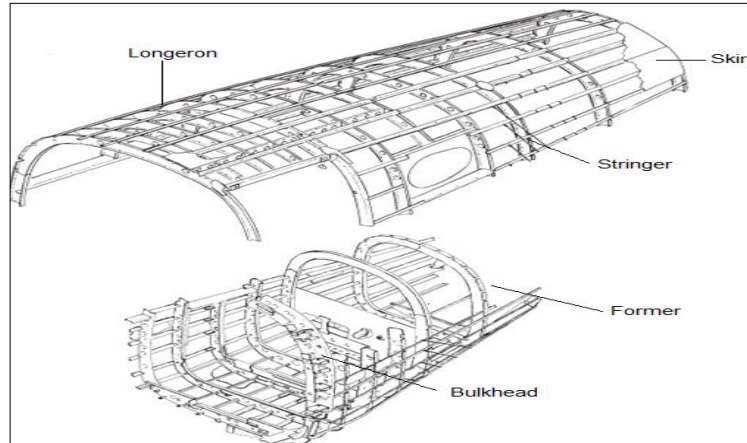
<b>MODELO DEL MOTOR</b>	Viper 522
<b>LONGITUD</b>	71 in.
<b>ANCHO MÁXIMO</b>	24,55 pulg.
<b>PESO SECO DEL MOTOR</b>	345 kg.
<b>COMPRESOR DE FLUJO AXIAL</b>	8 etapas
<b>TURBINA</b>	De un solo cuerpo
<b>CAMARA DE COMBUSTION ANULAR</b>	Flujo directo

Fuente: (Powerjets, 2019)

## 2.3 Fuselaje

El avión Hawker Siddeley 125-400 cuenta con un fuselaje semimonocasco de cabina presurizada, en el cual las cuadernas se unen mediante largueros y larguerillos que a su vez recorren el avión longitudinalmente. Los largueros y larguerillos permiten que el revestimiento sea mucho más delgado. Todo esto forma una compleja malla de cuadernas, larguerillos, largueros y revestimiento, unida mediante pernos, tornillos, remaches y adhesivos (Agustin, 2009).





**Figura 8.** Fuselaje Semimonocasco

Fuente: (Beechcraft Corporation, 2017)

### 2.3.1 Componentes estructurales primarios

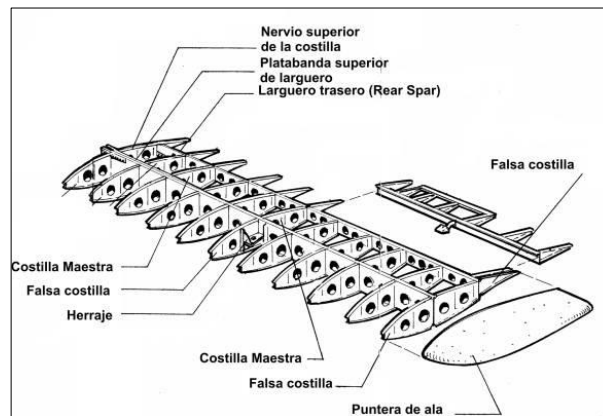
#### a. Revestimiento

Transmite las presiones aerodinámicas a los elementos rigidizadores longitudinales y transversales, en los que se apoya para poder absorber los esfuerzos cortantes procedentes de las fuerzas cortantes y los momentos tensores (Aeroinvestigaciones).

Colabora con los elementos rigidizadores longitudinales (larguerillos) en absorber esfuerzos normales producidos por momentos flectores y fuerzas axiales y también colabora con los larguerillos y cuerdas en absorber los esfuerzos producidos por la presurización y proporciona la forma externa que necesita el avión para poder ser aerodinámico (Aeroinvestigaciones).

## b. Larguerillos

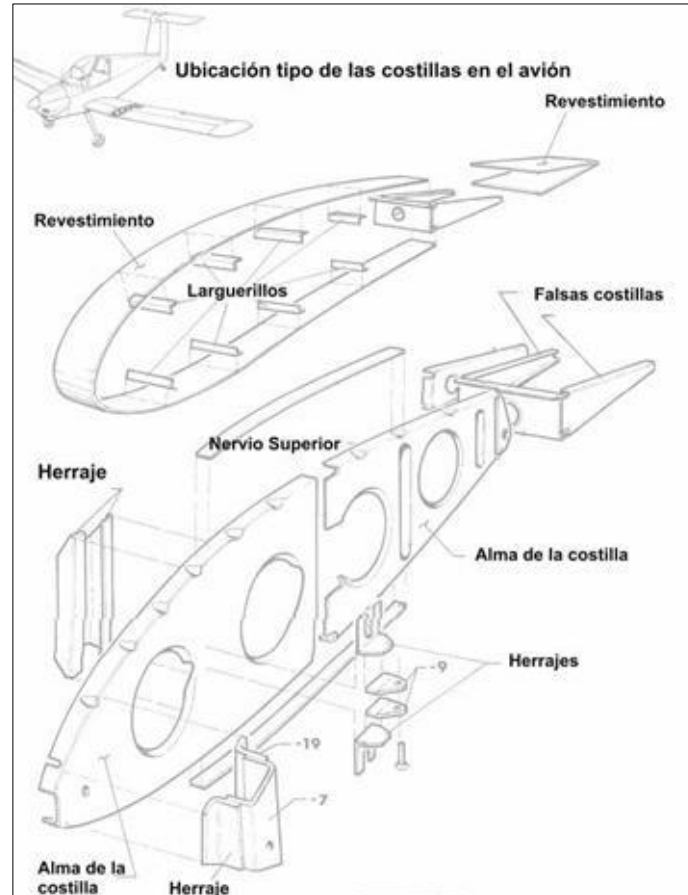
Su disposición es seguir la dirección longitudinal del fuselaje o del ala, o de las superficies de cola. Estos en conjunto con el revestimiento absorben esfuerzos producidos por la fuerza normal, el momento flector y la presurización. También subdividen el revestimiento en paneles, estabilizándolos al dividirlos en paneles más pequeños, y aumentando por tanto la carga de pandeo (Aeroinvestigaciones).



**Figura 9.** Estructura del ala  
Fuente: (Aeroinvestigaciones)

## c. Largueros

Son vigas, en ellas diferenciamos habitualmente el alma (web) y los cordones de larguero (spar caps o spar flanges). Los cordones de larguero y los larguerillos se diferencian en que los últimos aguantan menos las cargas a pandeo como columna: los cordones de larguero están estabilizados por el revestimiento y además por el alma (Aeroinvestigaciones).



**Figura 10.** Ubicación de las costillas  
Fuente: (Aeroinvestigaciones)

#### d. Costillas y cuadernas

Son elementos rigidizadores transversales y reciben el nombre de costillas las que van situadas en alas y timones, y cuadernas los del fuselaje. Mantienen la forma de la sección. Difunden las cargas concentradas, en forma de carga distribuida a los elementos adyacentes (Aeroinvestigaciones).

Disminuir la longitud efectiva de los larguerillos. Colabora con el revestimiento en soportar esfuerzos circunferenciales debidos a presurización (Aeroinvestigaciones).

### **2.3.2 Componentes estructurales secundarios**

Los componentes estructurales siguientes son secundarios ya que al ocurrir alguna falla en estas deberían tener una rápida atención, pero no necesariamente se pone en riesgo tanto a la tripulación como a los pasajeros.

- Puntas de alas
- Carenajes
- Cono de la nariz
- Puertas y cubiertas no estructurales
- Muebles y tapicería

## **2.4 Mandos de vuelo**

El avión Hawker Siddeley 125-400 para el control de vuelo usan alerones y rudder convencionales, también poseen un estabilizador horizontal y un estabilizador vertical. Los alerones y elevadores son controlados por una palanca de control que se encuentra en la cabina.

### **2.4.1 Controles de vuelo primarios**

Los controles de vuelos son superficies convencionales operadas con cable que no requieren de mucha potencia para el control normal por el piloto o el copiloto. Las superficies de mando primarias dan el control de la aeronave al piloto mediante la ejecución de las acciones básicas de control del avión de guiñada, alabeo y cabeceo.

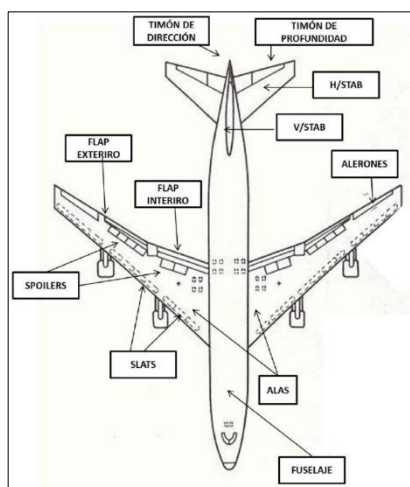
Estas superficies son el timón de profundidad para el control longitudinal, los alerones para el control lateral y el timón de dirección (Adsuar, Joaquin C, 2017).



**Figura 11.** Movimiento del avión en sus ejes  
Fuente: (Muñoz, 2019)

#### 2.4.2 Controles de vuelo secundarios

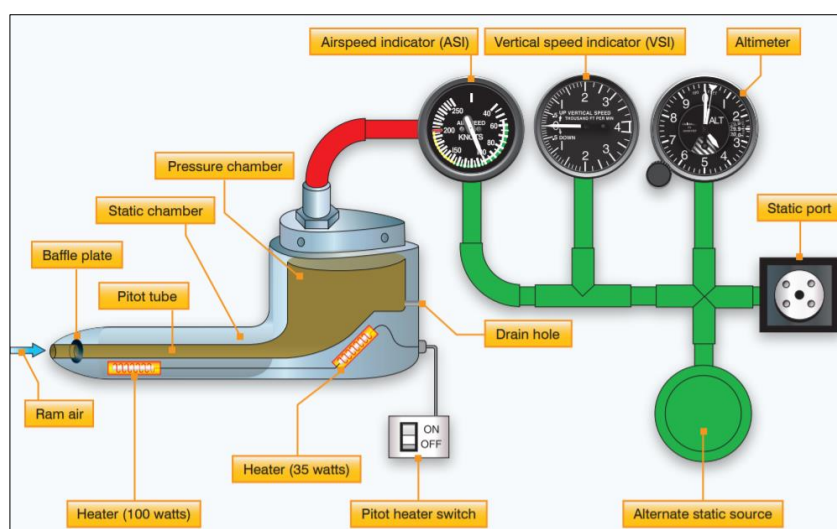
Los controles de vuelo secundarios son aquellas que se utilizan para mejorar las condiciones de actuación de la aeronave, como los flaps, los frenos aerodinámicos o spoiler y las ranuras de borde de ataque o slats. En estos también entra los compensadores que ayudan al piloto en el estrés, evitando que tenga que estar constantemente ejerciendo una acción sobre un mando de vuelo (Adsuar, Joaquin C, 2017).



**Figura 12.** Controles de vuelo  
Fuente: (Miriam, 2015)

## 2.5 Sistema Pitot y Estático

Los instrumentos de vuelo más importantes derivan sus indicaciones a través de la medición de la presión del aire, el cual la función del sistema de pitos y estático es la reunión y distribución de varias presiones de aire para instrumentación de vuelo (F.A.A., 2018).



**Figura 13.** Sistema Pitot-Estático

Fuente: (F.A.A., 2018)

### 2.5.1 General

Un tubo de Pitot está abierto y mira hacia la corriente de aire para recibir toda la fuerza de la presión del aire de impacto a medida que avanza la aeronave. Este aire pasa a través de una placa deflectora diseñada para proteger el sistema de la humedad y la suciedad que ingresa al tubo (F.A.A., 2018).

Debajo del deflector, se proporciona un orificio de drenaje que permite que la humedad se escape. El aire de la RAM va de popa a una cámara en la aleta de tiburón

del conjunto. Un tubo vertical, o tubo vertical, transporta este aire presurizado fuera del ensamblaje de Pitot al indicador de velocidad del aire (F.A.A., 2018).



**Figura 14.** Tubo Pitot  
Fuente: (F.A.A., 2018)

### 2.5.2 Cabezas de Pitot

Las cabezas de Pitot, montadas una a cada lado de la nariz del fuselaje, proporcionan suministros de presión independientes de la siguiente manera:

**a. Cabeza de Pitot izquierdo**

indicador de velocidad izquierdo y medidor de número mach, o indicador de velocidad y número mach combinado (Raytheon Aircraft, 2007).

**b. Cabeza de Pitot derecho**

Indicador de velocidad del aire derecho, detectores de pérdida, interruptores de presión de indicador de número mach y velocímetro, interruptor de velocidad de la

bocina de advertencia, y conexiones de equipos adicionales (Raytheon Aircraft, 2007).

Las dos cabezas de Pitot y los mástiles por los que están unidos al fuselaje se calientan eléctricamente. (Raytheon Aircraft, 2007)

Se proveen trampas de agua y drenajes en las tuberías, se proporciona un tornillo de drenaje de agua en la parte trasera de cada cabeza de Pitot (Raytheon Aircraft, 2007).

### **2.5.3 Placas de ventilación estáticas**

Estos se montan dos a cada lado de la nariz del fuselaje. Se proporcionan cuatro ventilaciones estáticas en cada placa posterior y dos en cada placa frontal. Los respiraderos, numerados para referencia, están interconectados (Raytheon Aircraft, 2007).

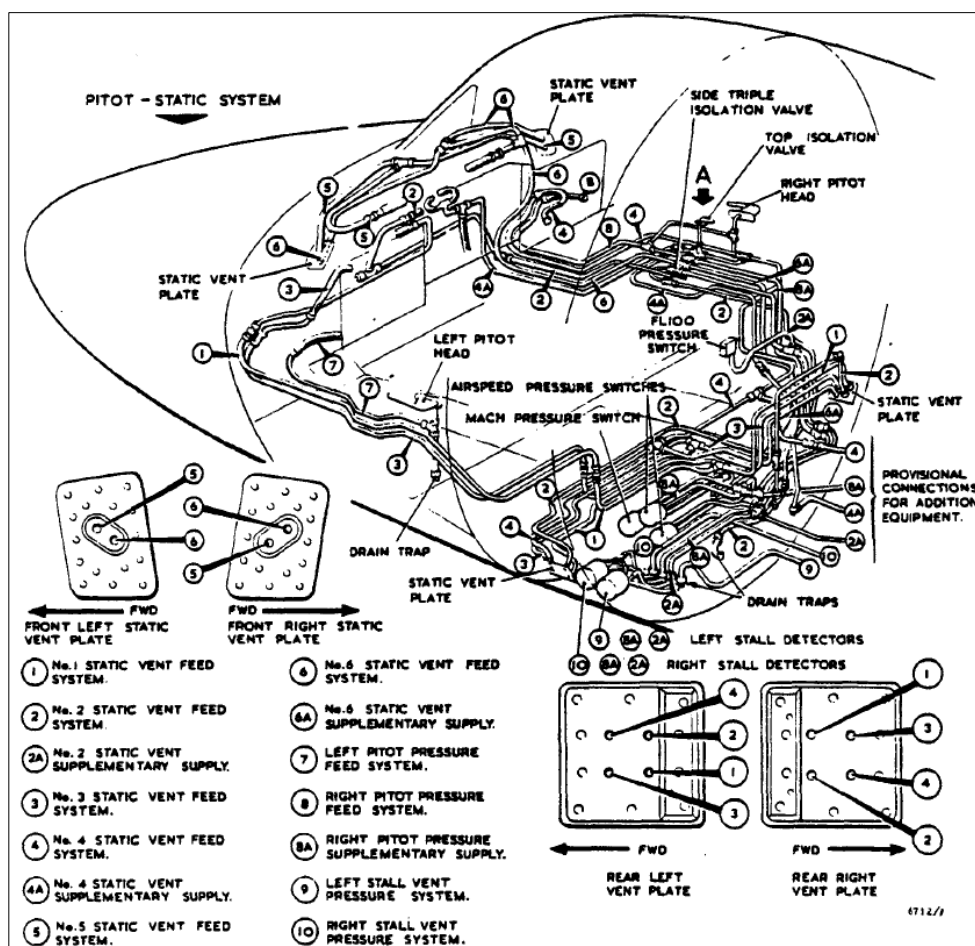
Se proveen seis fuentes estáticas para proveer las siguientes:

- Estático 1: altímetro izquierdo, indicador de numero mach
- Estático 2: altímetro derecho, detectores de perdida, interruptor de presión de numero mach, interruptor de presión FL100, y conexiones de equipos adicionales.
- Estático 3: indicador de velocidad vertical izquierdo
- Estático 4 indicador de velocidad vertical derecho, indicador de presión diferencial de cabina.
- Estático 5: indicador de velocidad izquierdo o indicador de velocidad y numero de mach combinado



- Estático 6: indicador de velocidad izquierdo o indicador de velocidad y numero mach combinado, interruptor de presión del velocímetro, detectores de perdida, interruptor de la bocina de advertencia de velocidad.

Los drenajes se suministran en líneas estáticas 2, 4 y 6 (Raytheon Aircraft, 2007).



**Figura 15.** Localización de los Pitot y Estáticos

Fuente: (Raytheon Aircraft, 2007)

## 2.6 Sistema de advertencia de perdida

### 2.6.1 Generalidades

La entrada a pérdida es un fenómeno aerodinámico el cual trata de la disminución de la fuerza de sustentación que genera la corriente incidente sobre un perfil aerodinámico., esto sucede cuando el Angulo de ataque que forma el perfil alar y con el flujo de aire alcanza un valor límite, el cual depende de la velocidad del aire y la forma del perfil. Por lo tanto, la aeronave cuenta con un sistema de advertencia de pérdida el cual proporciona una señal al piloto audible, visual y física de una parada inminente (skybrary, 2019).

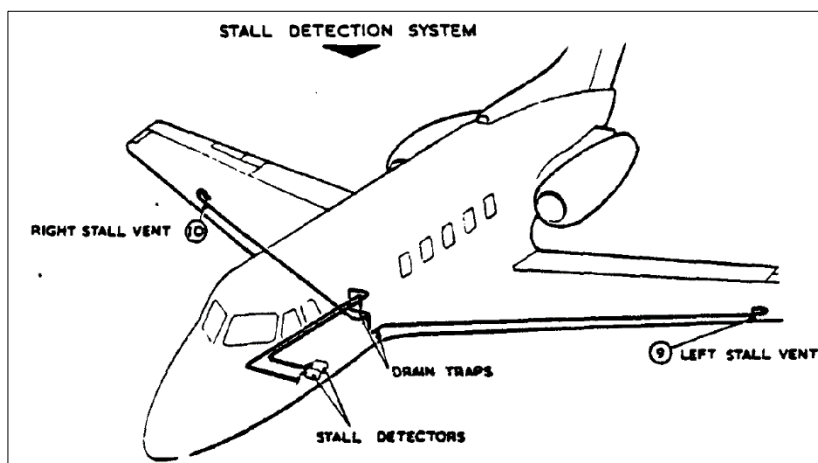
### **2.6.2 Funcionamiento**

La detección y advertencia de pérdida se efectúa mediante unidades de detección de pérdida, que detectan las presiones de pitot, estática y ventilación, y controlan una unidad de vibración de la palanca que se encuentra en la columna de control de la izquierda (Raytheon Aircraft, 2007).

Una unidad de detección es una caja sellada que contiene dos pilas de cápsulas y un relé, conexiones de aire S, P y V que transmiten presiones estáticas, de pitot y de ventilación a la caja, la primera y la segunda pila de cápsulas, respectivamente (Raytheon Aircraft, 2007).

Cada pila de cápsulas controla la posición de uno de un par de contactos que se producen cuando la relación de diferencial de presión estática / pitot a diferencial de presión estática / ventilación alcanza un valor predeterminado. El cierre de los contactos operados por la cápsula energiza el relé y completa así el suministro a la unidad del agitador de varilla (Raytheon Aircraft, 2007).

La prueba de la unidad de vibración de la palanca se ve facilitada por los interruptores de prueba de advertencia de bloqueo que, cuando se operan a su vez, dirigen un suministro directo al relé de la unidad del detector asociado (Raytheon Aircraft, 2007).



**Figura 16.** Sistema de detección de pérdida

Fuente: (Raytheon Aircraft, 2007)

## 2.7 Descripción del banco de prueba de pitot-estático PS-525A

La caja de pruebas de datos de aire del Pitot y estático PS-525 / PS-525A es un comprobador de pantalla digital que se utiliza para probar los altímetros, los indicadores de velocidad del aire, los sistemas Pitot-estáticos y otros dispositivos de vacío y baja presión. Esta caja de prueba incorpora tecnología de sensor de transductor que es en gran medida inmune a las fallas y reparaciones costosas asociadas con los instrumentos analógicos (Preston Pressure, 2013).

El PS-525 es alimentado por batería y portátil. (También está disponible una versión sin batería). Las fuentes de vacío y presión se derivan de bombas internas independientes, y cada una tiene su propio depósito, eliminando así la complejidad y el

mantenimiento de una válvula selectora de presión / vacío adicional. El probador puede simular la presión y el vacío adecuados para hasta 35K pies (para los modelos PS-525), (50 K pies para los modelos PS-525A) y 650 nudos (Preston Pressure, 2013).

El PS-525 mide altitud en pies y metros. La velocidad aérea se muestra en millas por hora, kilómetros por hora y nudos. El vacío y la presión también se pueden seleccionar en varias unidades de medida, incluidas pulgadas Hg, milibares, mm Hg y PSI (Preston Pressure, 2013).

El PS-525 también incluye un lector de codificador de altitud digital interno. Este lector puede medir salidas de codificador de -1200 pies a 62,700 pies. Las entradas se pueden seleccionar entre el código gris o RS232 (Preston Pressure, 2013).



**Figura 17.** Banco de prueba PS-525  
Fuente: (Preston Pressure, 2013)

Este equipo sirve para realizar test de los instrumentos de la aeronave, que funciona mediante la presión dinámica y estática del aire que se genera cuando la aeronave se encuentra en movimiento, haciendo que podamos verificar el correcto funcionamiento de los diferentes sistemas estando en tierra.

El banco de pruebas puede generar presión de aire y vacío el cual es ideal para verificar los instrumentos de vuelo que funcionan con aire, logrando así mantener los instrumentos en un correcto estado de funcionamiento y sin ningún tipo de fallas.

### 2.7.1 Especificaciones del PS-525<sup>a</sup>

**Tabla 3**

*Especificaciones PS-525 velocidad del aire*

#### VELOCIDAD DEL AIRE DIGITAL

<b>Rango</b>	18 - 650 nudos, 34 –1204 KPH, 21 - 748 MPH, 0.00 - 1.00 Mach
<b>Resolución</b>	1 MPH, 1 KPH, 0.1 Knot o 0.01 Mach
<b>Rango de temperatura</b>	32 grados F a 120 grados F (0 C a 50 C)
<b>Precisión del sensor</b>	aproximadamente 0.03%
<b>E.P.R. (relación de presión del motor):</b>	0.07-6.00

Fuente: (Preston Pressure, 2013)

**Tabla 4**  
*Especificaciones PS-525 altímetro*

**ALTÍMETRO DIGITAL**

<b>Rango de visualización</b>	modelo PS-525: -1000 a 35,000 pies (-305 a 10,700 metros) modelo PS-525A: -1000 a 50,000 pies (-305 a 15,240 metros)
<b>Gama de la bomba de vacío</b>	modelo PS-525: -1000 a 35,000 pies (-305 a 10,700 metros) modelo PS-525A: -1000 a 50,000 pies (-305 a 15,240 metros)
<b>Resolución</b>	de -1500 a 20,000 pies de resolución en incrementos de 1 pie La resolución de 20,001 a 30,000 pies es en incrementos de 2 pies La resolución de 30,005 a 50,000 pies es en incrementos de 5 pies Toda la resolución métrica está en incrementos de 1 metro.
<b>Rango de temperatura</b>	2 grados F a 120 grados F (0 C a 50 C)
<b>Unidades de altitud</b>	pies o metros
<b>Precisión del sensor</b>	aproximadamente 0.03%

Fuente: (Preston Pressure, 2013)

**Tabla 5**  
*Especificaciones PS-525 dimensiones y peso*

<b>Dimensiones físicas</b>	12.25 "D X 15" L X 9.75 "H (31x38x24.5 cm)
<b>Peso</b>	aproximadamente 20 lb (9 Kg)

Fuente: (Preston Pressure, 2013)

**Tabla 6***Especificaciones PS-525 Fuente de alimentación***FUENTE DE ALIMENTACIÓN**

<b>Externo</b>	24 VDC (desde un adaptador de 110/220 VAC)
<b>Interno</b>	12/24 VDC (de baterías internas recargables)
<b>Corriente</b>	solo visualización: 125 mA
	370 mA con bombas de vacío funcionando
	320 mA con bomba de presión en funcionamiento
	540 mA con todos los sistemas en funcionamiento (y sin codificador adjunto)

Fuente: (Preston Pressure, 2013)

**Tabla 7***Especificaciones PS-525 otras características***OTRAS CARACTERÍSTICAS**

<b>Función de prueba de fugas</b>	2 minutos seleccionables hasta 30 segundos VSI (indicador de velocidad vertical)
-----------------------------------	--

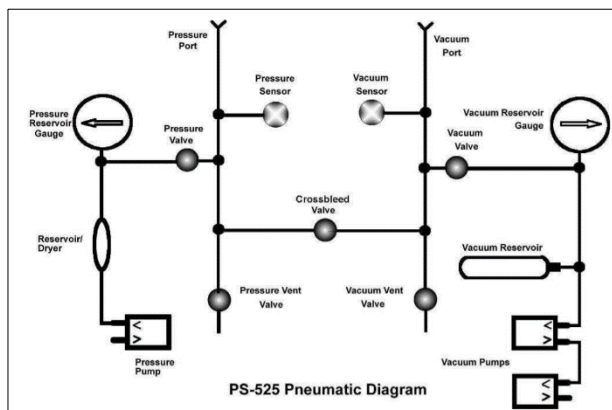
Fuente: (Preston Pressure, 2013)

**2.7.2 Teoría del banco de pruebas**

La caja de prueba PS-525 consta de dos bombas de vacío conectadas en serie, una bomba de presión, depósitos para la presión y el vacío, un sistema de válvulas dosificadoras y pantallas digitales para indicar la altitud, la velocidad y otras mediciones de presión, basado en presiones detectadas en los transductores del sensor (Preston Pressure, 2013).

### a. Teoría neumática

Las válvulas dosificadoras permiten al operador controlar la velocidad de flujo del aire desde las fuentes de presión o vacío, saliendo por los puertos de vacío y presión. Las válvulas de ventilación permiten medir el vacío producido o la presión de regreso a la atmósfera. Una válvula cruzada permite al operador aislar los lados de presión y vacío, o permitir el equilibrio de presiones, o incluso revertir el flujo normal de presiones (Preston Pressure, 2013).



**Figura 18.** Diagrama neumático  
Fuente: (Preston Pressure, 2013)

Los dos medidores redondos permiten al operador controlar el nivel de presión o vacío que se almacena en los reservorios del probador. El interruptor correspondiente a la bomba para cada depósito debe alternarse para aumentar el nivel de vacío o presión del depósito según sea necesario. Para una vida útil máxima de la bomba y la batería, no deje las bombas encendidas continuamente (Preston Pressure, 2013).



Cuando el operador desea simular una altitud, las válvulas de sangrado cruzado, de vacío y as ventosas de vacío se cierran suavemente. La bomba de vacío se energiza hasta que haya suficiente vacío en el depósito, como se indica en el medidor de vacío (Preston Pressure, 2013).

La cantidad de vacío que se necesitará dependerá de la altitud deseada, y también se verá afectada por la longitud del tubo y las líneas entre la caja de prueba y el altímetro. Los medidores de reserva de vacío y presión sirven solo como referencias generales de presión y vacío de reserva; no se utilizan en la calibración real de ningún instrumento y no requieren calibración. Una vez que se obtiene el vacío suficiente en el depósito, la bomba se apaga y la válvula de vacío se abre suavemente para permitir que el aire sea aspirado en el sistema a través del puerto de vacío (Preston Pressure, 2013).

Una vez que se obtiene una simulación de altitud suficiente, la válvula de vacío se cierra suavemente. La reducción de altitud se logra abriendo suavemente la válvula de ventilación de vacío, y permitiendo que la presión del aire atmosférico entre en las líneas (Preston Pressure, 2013).

Si el operador necesita ir a una altitud por debajo de la presión atmosférica, se debe introducir presión en el depósito de presión. La apertura de la válvula de sangrado cruzado permitirá que la presión fluya desde el depósito de presión hasta el altímetro. Abra la válvula de sangrado cruzado y luego la válvula de presión para presurizar el lado de vacío (Preston Pressure, 2013).

De manera similar, cuando se debe simular la velocidad aerodinámica, las válvulas de ventilación de presión y de presión cruzadas se cerrarán primero, hasta que el operador establezca una acumulación de presión en el depósito de presión al encender la bomba de presión (Preston Pressure, 2013).

Luego, la válvula de presión se abrirá suavemente, permitiendo que la presión del aire fluya a través del puerto de presión hacia el indicador de velocidad del aire. Para reducir la presión, la válvula de ventilación de presión se abre para filtrar la presión de aire a la atmósfera (Preston Pressure, 2013).

#### **b. Teoría electrónica**

La placa de circuito principal del PS-525 incorpora toda la electrónica del altímetro, el decodificador y los indicadores de velocidad del aire. El interruptor en la parte superior de la placa de circuito permite al operador seleccionar la potencia del codificador como 12 o 24 voltios DC (Preston Pressure, 2013).

Cada uno de los tres circuitos utiliza su propio microcontrolador y fuente de alimentación. La potencia de los circuitos del altímetro, la velocidad del aire y el decodificador se regula desde los 24 VCC a los 5 VCC y los 3.3 VCC. Alternar el interruptor entre 24 VCC y 12 VCC no tendrá ningún efecto en la alimentación del circuito del altímetro, la velocidad del aire y el descodificador (Preston Pressure, 2013).

Los sensores utilizados en la caja de prueba PS-525 son sensores transductores patentados ensamblados por Preston Pressure. El sensor de pitot no es un sensor de presión diferencial como se usa más comúnmente en las mediciones de velocidad del

aire. En su lugar, la información de presión del sensor estático se envía digitalmente al microprocesador de la velocidad aérea, donde se resta matemáticamente de la presión del pitot, dando así el valor de la presión diferencial (Preston Pressure, 2013).

Este diseño elimina varios componentes con sus costos y mantenimiento asociados. También permite que el lado del altímetro se use a cualquier altitud con la válvula de sangrado cruzado cerrada, sin dañar el sensor de velocidad del aire (Preston Pressure, 2013).

**Advertencia:** A pesar de que los sensores de presión no se dañarán debido a una alta presión diferencial entre los lados de vacío y presión, todavía pueden producirse daños en instrumentos externos conectados a la caja de prueba (Preston Pressure, 2013).

### c. Teoría eléctrica

Dos baterías internas de plomo-ácido de gel o dos transformadores internos (según las opciones) suministran energía a la caja de prueba PS-525. Las baterías se cargan a través del conector de alimentación en el lado de la caja de prueba. El tiempo total de carga es de aproximadamente 10 horas. La caja de prueba se puede utilizar mientras se está cargando (Preston Pressure, 2013).

Las dos baterías proporcionan una salida de voltaje de +12 o +24 voltios CC. Esto permite al operador cambiar entre los voltajes, dependiendo del tipo de codificador que se esté probando (Preston Pressure, 2013).

### 2.7.3 Operación del equipo

#### a. Información preliminar

Antes de usar el probador PS-525, el usuario debe familiarizarse con la unidad leyendo este manual y operando el probador independientemente de cualquier otro dispositivo conectado (Preston Pressure, 2013).

Para mayor precisión, el probador debe encenderse durante 15 minutos antes de su uso. Los procedimientos de prueba descritos en este manual son de naturaleza general, solo para uso de referencia. El operador puede sustituir estos procedimientos con otros, según corresponda a las pruebas a realizar, o según otra documentación específica (Preston Pressure, 2013).

Los códigos de error se muestran de la siguiente manera:

- La pantalla parpadeará si la altitud supera los 35,200 pies, o si la temperatura del sensor es inferior a 32F o 0C, o superior a 122F o 50C. Más allá de estos límites, no se debe confiar en la precisión.
- La altitud muestra "Demasiado alto" si supera los 35,500 pies (o 65,510 pies para PS-525A).
- La "presión inversa" se indicará en el lado de la velocidad del aire si la presión estática supera la presión del pitot en más de aproximadamente 0,1 mbar. Debido a su presión independiente y sensores estáticos, no se producirá ningún daño al probador debido a la presión inversa. Sin embargo, podría dañarse cualquier sistema conectado al probador, por lo tanto, la advertencia es alertar al usuario de

la condición.

- "Velocidad demasiado alta" se indicará en el lado de la velocidad si la presión excede el equivalente a 650 nudos. Debido a la presión independiente y los sensores estáticos, no se producirá ningún daño al probador debido a esta condición. Sin embargo, podría dañarse cualquier sistema conectado al probador, por lo tanto, la advertencia es alertar al usuario de la condición.

Sea muy cuidadoso con las válvulas dosificadoras de precisión. No cierre estas válvulas con una fuerza innecesaria o se producirán daños internos en el asiento de la válvula (Preston Pressure, 2013).

#### **2.7.4 Pre-prueba**

Realice una prueba previa del sistema estático de la caja de prueba PS-525 de acuerdo con los siguientes pasos:

1. Asegúrese de que el PS-525 no esté conectado a ninguna manguera o dispositivo externo.
2. Cierre las válvulas de control de vacío, ventilación de vacío, control de presión y ventilación de presión. Abra la válvula cruzada.
3. Encienda la alimentación, y luego encienda el interruptor de la bomba de vacío hasta que el manómetro del depósito de vacío indique aproximadamente -15 inHg.
4. Abra la válvula de control de vacío para hacer que la sección del altímetro suba. Esta subida se puede hacer rápidamente sin dañar el sensor.
5. Cuando el altímetro muestre al menos 18,000 pies, cierre suavemente la válvula de control de vacío.

6. Espere unos 60 segundos a que se estabilicen las presiones internas. A continuación, realice una comprobación de fugas.
7. La función de verificación de fugas se activará y comenzará a monitorear la tasa de fugas. Verifique que el PS-525 no se escape a más de 100 pies por minuto. Anote la tasa de fuga para futuras referencias. (Reste este valor de la tasa de fuga total al probar la aeronave, para llegar a la tasa de fuga de la aeronave).
8. Abra la válvula de ventilación de vacío para devolver la caja de prueba a la presión del suelo (ambiente).

(Preston Pressure, 2013)

Realice una prueba previa del sistema de presión de la caja de prueba PS-525 de acuerdo con los siguientes pasos:

1. Encienda el PS-525.
2. Asegúrese de que el PS-525 no esté conectado a ninguna manguera o dispositivo externo.
3. Cierre el control de vacío, la ventilación de vacío, el control de presión, la válvula de cruzado y las válvulas de ventilación de presión.
4. Encienda el interruptor de la bomba de presión hasta que el manómetro del reservorio de presión indique aproximadamente 10 - 15 PSI.
5. Abra la válvula de control de presión para hacer que la sección de velocidad del aire suba. Esta subida se puede hacer rápidamente sin dañar el sensor.
6. Cuando la velocidad del aire indique al menos 300 nudos, cierre suavemente la válvula de control de presión.

7. Espere unos 15 segundos a que se estabilicen las presiones internas. Active la función de comprobación de fugas para controlar la tasa de fugas. Verifique que el PS-525 no pierda más de 2 nudos por minuto. Anote la tasa de fuga para futuras referencias.
8. (Reste este valor de la tasa de fuga total al probar la aeronave, para llegar a la tasa de fuga de la aeronave).
9. Abra la válvula de ventilación de presión para que la caja de prueba vuelva a la presión del suelo (ambiente).

(Preston Pressure, 2013)

#### **2.7.5 Prueba del sistema de Pitot de la aeronave solamente**

1. Encienda el PS-525.
2. Conecte el puerto de presión al sistema Pitot de la aeronave.
3. Cierre las válvulas de Control de Presión, Presión de Ventilación y Voladuras. Abra la válvula de ventilación de vacío.
4. Encienda el interruptor de la bomba de presión hasta que el depósito de presión indique 10 - 15 PSI o más.
5. Abra suavemente la válvula de control de presión hasta que se alcancen las velocidades deseadas.
6. Compare la velocidad del aire de la caja PS-525 con la velocidad indicada en el avión.
7. Ir a aproximadamente el 75% de la velocidad máxima del indicador de aeronave (o la velocidad especificada por el fabricante). Cierre la válvula de control de

presión y, después de permitir unos segundos de estabilización, realice una comprobación de fugas. El sistema de pitot no debe perder más de dos nudos por segundo, más la fuga observada anteriormente en la prueba previa del sistema de presión.

8. Abra suavemente la válvula de ventilación de presión para devolver la presión del pitot a la presión ambiente.

(Preston Pressure, 2013)

### **2.7.6 Prueba del sistema estático de la aeronave**

1. Encienda el PS-525.
2. Desconecte la línea estática del indicador de velocidad aerodinámica y tape la línea.
3. Conecte el puerto de vacío al puerto estático de la aeronave y el puerto de presión al puerto pitot de la aeronave. Establezca el altímetro de la aeronave a 29.92 inHg (1013.3 mB).
4. Cierre las válvulas de control de vacío, ventilación de vacío, control de presión y ventilación de presión, abra la válvula de sangrado cruzado.
5. Accione el interruptor de la bomba de vacío hasta que se vea el nivel deseado de vacío en el manómetro del depósito de vacío (generalmente de -15 a -20 inHg). Encienda el interruptor de la bomba de presión hasta que el depósito de presión indique 10 - 15 PSI o más.
6. Abra suavemente la válvula de control de vacío para hacer que la altitud suba.
7. NO exceda la velocidad de ascenso del indicador VSI de la aeronave, o los límites



del indicador de velocidad aérea. El VSI es un instrumento muy delicado.

8. Suba a la(s) altitud(es) deseada(s) por la prueba a realizar.
9. Cierre la válvula de control de vacío y, después de permitir unos segundos de estabilización, compare el altímetro de la aeronave con la caja de prueba.
10. Cuando esté a la altitud apropiada (generalmente 18,000 pies) realice una verificación de fugas. Si el sistema estático muestra fugas, tenga cuidado de no exceder la tasa VSI. Prepárese para abrir la válvula de control de vacío si es necesario, para evitar una indicación VSI excesiva.
11. Abra suavemente la válvula de ventilación de presión para devolver la presión del sistema a la presión ambiente. No exceda los límites de VSI o del indicador de velocidad del aire.
12. Vuelva a conectar la línea estática del indicador de velocidad y realice una prueba de verificación de fugas.

**Nota:** Si la prueba anterior del sistema de Pitot indicó una fuga excesiva, no continúe hasta que se repare esa fuga. Se podría dañar el indicador de velocidad del avión.

**Nota:** si se desea una altitud inferior a la presión ambiental, realice los pasos 1-4 anteriores. Abra suavemente la válvula de control de presión para presurizar el sistema, lo que hará que el altímetro disminuya su altitud. Abra la válvula de ventilación de vacío para volver a la presión ambiental.

(Preston Pressure, 2013)

### **2.7.7 Prueba Pitot y estáticos de la aeronave simultáneamente.**

Nota: Primero asegúrese de que el sistema de Pitot no se filtre realizando la prueba del sistema de Pitot en la página 14.

1. Encienda el PS-525.
2. Conecte el puerto de vacío al puerto estático de la aeronave y el puerto de presión al puerto pitot de la aeronave. Establezca el altímetro de la aeronave a 29.92 inHg (1013.3 mB).
3. Cierre las válvulas de control de vacío, ventilación de vacío, control de presión y ventilación de presión. Abra la válvula de sangrado cruzado.
4. Accione el interruptor de la bomba de vacío hasta que se vea el nivel deseado de vacío en el manómetro del depósito de vacío (generalmente de -15 a -20 inHg). Encienda el interruptor de la bomba de presión hasta que el depósito de presión indique 10 - 15 PSI o más.
5. Abra suavemente la válvula de control de vacío para hacer que la altitud suba.
6. NO exceda la velocidad de ascenso del indicador VSI de la aeronave, o los límites del indicador de velocidad aérea. El VSI es un instrumento muy delicado.
7. Suba a la (s) altitud (es) deseada (s) por la prueba a realizar.
8. Cierre la válvula de control de vacío y, después de permitir unos segundos de estabilización, compare el altímetro de la aeronave con la caja de prueba.
9. Cuando esté a la altitud apropiada (generalmente 18,000 pies) realice una verificación de fugas. Si el sistema estático muestra fugas, tenga cuidado de no exceder la tasa VSI. Prepárese para abrir la válvula de control de vacío si es

necesario, para evitar una indicación VSI excesiva.

10. Para mostrar una velocidad del aire, cierre la válvula de sangrado cruzado y abra suavemente la válvula de presión hasta que se indique la velocidad del aire deseada. Cierre la válvula de presión.

11. Para devolver el sistema a la presión ambiental, asegúrese de que la válvula de sangrado cruzado esté abierta. Luego, abra suavemente la válvula de ventilación de presión para devolver la presión del sistema a la presión ambiente. No exceda los límites de VSI o del indicador de velocidad del aire.

**Nota:** si se desea una altitud inferior a la presión ambiental, realice los pasos 1-4 anteriores. Abra suavemente la válvula de control de presión para presurizar el sistema, lo que hará que el altímetro disminuya su altitud. Abra la válvula de ventilación de vacío para volver a la presión ambiental

(Preston Pressure, 2013).

### **2.7.8 Uso de la función de E.P.R.**

La función EPR se utiliza para probar las relaciones de presión del motor. Esta relación es el resultado matemático de: Presión alta / Presión baja. La caja de prueba PS-525 mostrará la presión baja, la presión alta (ambas en PSI) y el EPR resultante. Para utilizar la función EPR, proceda como sigue:

1. Encienda la caja de prueba.
2. Cierre todas las válvulas, incluida la válvula de sangrado cruzado.

3. Conecte el puerto de vacío a la presión baja que se va a probar.
4. Conecte el puerto de presión a la alta presión a probar.
5. Recorra las Unidades en el lado de la velocidad aerodinámica hasta que esté en el modo EPR. Lea los valores de EPR que se muestran.

**Nota:** No exceda los 16.75 PSI en el lado de alta presión, para evitar daños en el sensor.

(Preston Pressure, 2013)

## **2.8 Equipo de protección personal**

Los equipos de protección personal o EPP comprenden todos aquellos dispositivos, accesorios y vestimenta de diversos diseños que emplea el trabajador para protegerse contra posibles lesiones que se puede generar durante el trabajo.

Los equipos de protección personal es uno de los conceptos más básicos en cuanto a la seguridad en el lugar de trabajo y son necesarios cuando los peligros no han podido ser eliminados por completo o controlados por otros medios. (Marcelo Abrego, 2010)

### **2.8.1 Protección de manos y brazos**

Las extremidades superiores son la parte del cuerpo que se ven expuestas con mayor frecuencia al riesgo de lesiones, como consecuencia de su activa participación en los procesos de producción y, muy especialmente, en los puntos de operación de máquinas (Marcelo Abrego, 2010).

Algunos índices estadísticos señalan que aproximadamente un 30% de las lesiones que se originan por accidentes del trabajo afectan a manos y brazos (Marcelo Abrego, 2010).

Las manos y brazos se deben proteger contra riesgos de materiales calientes, abrasivos, corrosivos, cortantes y disolventes, chispas de soldaduras, electricidad, frío, etc., básicamente mediante guantes adecuados (Marcelo Abrego, 2010).



**Figura 19.** Guantes  
Fuente: (Marcelo Abrego, 2010)

### 2.8.2 Protección de pies y piernas

Las piernas y pies se deben proteger contra lesiones que pueden causar objetos que caen, ruedan o vuelcan, contra cortaduras de materiales filosos o punzantes y de efectos corrosivos de productos químicos. Los modelos y materiales utilizados en la fabricación de calzado de seguridad son diversos y muy variados. Zapatos con puntera protectora. Estos zapatos con puntera protectora, conocidos comúnmente como «zapato de seguridad», se usan donde existen riesgos de objetos que caen, ruedan o vuelcan. Su uso es muy necesario en la construcción, en la minería y en general en procesos donde se desarrollan labores pesadas (Marcelo Abrego, 2010).



**Figura 20.** Zapato de seguridad

Fuente: (Marcelo Abrego, 2010)

### 2.8.3 Ropa protectora

La ropa protectora puede proteger al trabajador del contacto con polvo, aceite, grasa e incluso sustancias cáusticas o corrosivas. La ropa protectora se clasifica según el material con que está fabricada la prenda (Marcelo Abrego, 2010).

**Tejido:** Las prendas de tela se utilizan cuando sólo se requiere una ligera protección, en especial contra el polvo, y para pintado a pistola y en ciertos tipos de trabajo de chorreado con abrasivos. La tela utilizada más corrientemente es la de algodón estrechamente tejido, y el modelo más aceptado es el overol con puños ajustados en las muñecas y tobillos (Marcelo Abrego, 2010).



**Figura 21.** Overol

## **CAPÍTULO III**

### **DESARROLLO DEL TEMA**

#### **3.1 Preliminares**

En el presente capítulo se especifican los procesos realizados en lo correspondiente al ajuste y prueba, del sistema de advertencia “stall warning system”, de acuerdo a la tarea de mantenimiento expresada en el manual de mantenimiento 34-14-0, aplicable a la aeronave HAWKER SIDDELEY 125-400.

#### **3.2 Ubicación de la aeronave**

Actualmente la aeronave HAWKER SIDDELEY 125-400 perteneciente a la Unidad de Tecnologías ESPE, se localiza en los patios del campus “Gral. Guillermo Rodríguez Lara”, el cual está ubicado en la parroquia de Belisario Quevedo en la ciudad de Latacunga. Previamente la aeronave se encontraba en la plataforma del bloque 42 ubicada en las instalaciones del antiguo Instituto Tecnológico Aeronáutico en la ciudad de Latacunga.

#### **3.3 Manual de Mantenimiento 34-14-0 HAWKER 125-400**

##### **3.3.1 Sistema de advertencia de pérdida**

###### **a. Equipamiento requerido**

Conjunto de prueba de Pitot/estático



**NOTA:** Se puede usar un solo conjunto de prueba si la salida de presión está conectada utilizando un conjunto de mangueras doble que contiene una válvula de aislamiento y un manómetro por línea de manguera.

#### Adaptadores específicos para el sistema de pitot/estático – PRÁCTICAS DE MANTENIMIENTO

- i. Asegúrese de que los sistemas de presión de advertencia de pitot/estático estén completos.
- ii. Conecte la salida de presión de un equipo de prueba pitot/estática a la cabeza de pitot de mano derecha, y la presión de la otra prueba de pitot/estática ajuste a la verificación del detector de pérdida del ala derecha.
- iii. Asegúrese de que la ventilación estática No. 2 (Pre Mod. 251948) o No. 6 (Mod. 251948) los orificios en cada placa de ventilación estática estén libres de obstrucciones.
- iv. Energizar la barra colectora de PE (ver Capítulo 24, General)
- v. En la conexión de la cabeza de pitot, aplique secuencialmente la presión (p) valores dados en la Tabla 3 y en cada caso, aumentar lentamente la presión (v) a la ventilación del detector de pérdida hasta que funcione el motor de agitador de la palanca. Nota presión de ventilación (v) en cada punto de verificación.
- vi. Verifique que las presiones de ventilación (v) cumplan con los requisitos de la tabla 3 (Pre Mod. 251954) o tabla 4 (Mod. 251954) y luego liberar presiones.

**NOTA:** La tabla 3, para los interruptores tipo 0216-KSB, provistas un radio de V/P de  $0.67 \pm 0.03$  al aumentar la presión, cuando se verifica usando mm de agua.

Cuando los medidores A.S.I (calibrados en nudos), se utilizan como alternativa en un medidor de agua, las lecturas no proporcionaran la misma proporción como la conversión de mm de agua y nudos no es lineal.

**Tabla 8**  
*Puntos de chequeo 1*

	Mm de agua		Nudos	
	Pitot (P)	Succión(V)	Pitot (P)	Succión(V)
<b>1er punto de chequeo</b>	100	64 - 70	78	62 – 65
<b>2do punto de chequeo</b>	150	96 – 105	95	76 – 79.5
<b>3er punto de chequeo</b>	200	128 - 140	110	88 - 92

**NOTA:** La tabla 4, para los interruptores tipo 0218-KSB, provistas un radio de V/P de  $0.67 \pm 0.02$  al aumentar la presión, cuando se verifica usando mm de agua.

Cuando los medidores A.S.I (calibrados en nudos), se utilizan como alternativa en un medidor de agua, las lecturas no proporcionaran la misma proporción como la conversión de mm de agua y nudos no es lineal.

**Tabla 9**  
*Puntos de chequeo 2*

	Mm de agua		Nudos	
	Pitot (P)	Succión(V)	Pitot (P)	Succión(V)
<b>1er punto de chequeo</b>	100	65 – 69	78	62.5 – 64.5
<b>2do punto de chequeo</b>	150	97.5 – 103.5	95	77 – 79
<b>3er punto de chequeo</b>	200	130 - 138	110	88.5 - 91

- vii. Retire la conexión del conjunto de prueba de la cabeza del pitot y aplique una presión creciente para detener el respiradero del detector hasta que funcione el agitador de la palanca. Mantenga esta presión de ventilación, vuelva a conectar el conjunto de prueba a la cabeza del pitot y aplique una presión creciente (P) hasta que se corte el sistema de advertencia. Compruebe que, en el corte, para los interruptores tipo 0216 KSB la presión(P) estaba entre 38.0 y 45.0 mm de agua ( $50 \pm 2$  nudos) o para los interruptores tipo 0218 KSB la presión (P) estaba entre 76.5 y 86.0 mm de agua ( $70 \pm 2$  nudos). Liberar presiones.
- viii. Transfiera la salida depresión del conjunto de prueba al respiradero del detector de pérdida del ala izquierda y repita las operaciones (5) y (7).
- ix. Desconecte y retire los conjuntos de prueba.
- x. Desenergice la barra colectora.

### 3.4 Prueba de fugas

Para verificar que las cañerías tanto de pitot como estático que llegan al Indicador de velocidad del aire, se encuentren sin fuga desde el exterior de la aeronave hasta que llega al instrumento, se realizó un cheque con el banco de pruebas del pitot estático, mandando presión de aire desde el pitot, como ventilación de aire desde los estáticos; para así poder verificar que se encuentran sin alguna fuga y en buenas condiciones para realizar la prueba del sistema de alerta de pérdida de la aeronave sin ningún tipo de inconveniente.

El banco de pruebas de pitot y estático PS-525 A, posee la opción de realizar un chequeo de fugas mediante una presión específica y un tiempo adecuado dentro de su propio sistema; para obtener información acertada del estado del instrumento y sus cañerías.

#### 3.4.1 Equipo utilizado

**Tabla 10**  
*Equipo para la prueba de fugas*

1.	Llave mecánica 7/16
2.	Juego de desarmadores
3.	Adaptadores neumáticos para cañerías
4.	Banco de prueba de pitot/estático PS-525 A

### 3.4.2 Proceso de la prueba de fugas

- i. El chequeo de fugas se realiza tanto para presión como para ventilación, por lo cual se debe realizar el chequeo en la cabeza del pitot como en los puertos estáticos y verificar así cuanta es la cantidad de fuga que existe en cada una.



**Figura 22.** Acoples pitot/estático

- ii. Para realizar el chequeo de fugas en el equipo primeramente es necesario que se encuentre hermético y que no exista ningún tipo de fugas externas, entre el pitot y estático con el medio ambiente, por lo que se procedió a tapar las entradas y salida de aire tanto de la cabeza del pitot como de los puertos estático, así evitando que al realizar el chequeo no se presente fuga alguna en esos lugares, y que no exista variación al obtener el resultado del chequeo.

**Nota:** Para realizar el chequeo de fugas el equipo tiene que estar a la misma altura que el instrumento



**Figura 23.** Acople de pitot

- iii. Luego de haber conectado las cañerías tanto a la cabeza del pitot como a los puertos estáticos, se conecta el banco de prueba PS 525A a una fuente eléctrica de 110V, luego se conecta las mangueras que están unidas con el pitot y los estáticos, al verificar que todo se encuentre bien conectado.



**Figura 24.** Banco de pruebas

- iv. Posteriormente después de tener las cañerías conectadas se prende el banco de pruebas y primeramente se realizó la prueba de fugas del estático, colocando una altura de 10000 pies, se aplasta el botón de revisión de fugas, luego se colocó el tiempo de 120 segundos para realizar la prueba y se aplasto iniciar.



**Figura 25.** Estático a 10000 pies

- v. Después de haber pasado los 120 segundos se verifica en el display derecho cuanto es la fuga, y se encontró que la fuga es de 5 pies, llegando a la conclusión que se encuentra dentro del estándar, luego se desfogo las presiones del banco de pruebas.



**Figura 26.** final del chequeo estático

- vi. Luego de haber desfogado todas las presiones, se realizó el chequeo de fuga del pitot, colocándolo a una presión de 200 nudos, luego se aplasta el botón de revisión de fugas y se le coloca en tiempo de 120 segundos y se presiona iniciar



**Figura 27.** Pitot a 200 nudos

- vii. Después de haber pasado los 120 segundos se verifica en el display izquierdo cuanto es la fuga y se encontró que la fuga del pitot es de 0, llegando a la conclusión de que se encuentran dentro del estándar, luego se desfogó las presiones del banco de pruebas.



**Figura 28.** final del chequeo estático



### 3.5 Chequeo del sistema de advertencia de perdida

#### 3.5.1 Equipo utilizado

**Tabla 11**

*Equipo para realizar chequeo del sistema*

1. Llave mecánica 7/16
2. Adaptadores neumáticos para cañerías
3. Juego de desarmadores
4. Banco de prueba de pitot/estático PS-525 A

#### 3.5.2 Proceso del chequeo del sistema de advertencia de perdida

- i. Para realizar el chequeo se necesita que el avión este energizado, por lo tanto, se conecta a un generador eléctrico de tierra (G.P.U), que funciona con 220v, el cual se encontraba en el bloque de ingeniería automotriz de la ESPEL.



**Figura 29.** Generador eléctrico de tierra

- ii. Al energizar el avión se verifica que los indicadores del G.P.U muestren la cantidad de energía que está mandando el generador a la aeronave; después de haberlo verificado se coloca el interruptor de selección de alimentación en tierra y posteriormente colocar los inversores en posición de inicio (START).



**Figura 30.** Panel P5

- iii. Después de haberlo alimentado se coloca los “CIRCUNBRAKER” que se encuentra en la parte posterior de la silla del copiloto, en posición de conectado, (STALL WARNING L/H Y R/H); para que así pueda llegar energía hacia el sistema de advertencia de pérdida, como a su vez al “SHAKER” el cual se encarga de hacer vibrar la cabrilla cuando la aeronave se encuentra en pérdida y está ubicada en la cabrilla izquierda de la cabina de pilotos.



**Figura 31.** Circunbraker

- iv. Posteriormente se coloca las mangueras neumáticas del equipo de prueba en la cabeza de pitot derecho y el puerto pitot derecho número 6 el que pertenece al A.S.I, se verifica que se encuentren bien acopladas para que no se presente fuga alguna al realizar el chequeo.



**Figura 32.** Acople del estático

- v. Después de verificar que se haya acoplado correctamente las mangueras del banco de pruebas con la cabeza del pitot y el puerto estático número 6 derecho, se procedió a realizar el chequeo del sistema de advertencia de perdida de la aeronave; utilizando la información de la TABLA 3 se procedió a colocar la información en el banco de pruebas.



**Figura 33.** Banco conectado

- vi. Se inició colocando la información del 1er punto de chequeo de la TABLA 3, en el banco de pruebas, el cual era que en el pitot esté a una presión de 78kt y en el estático una altitud de 63ft, haciendo que la cabrilla vibre, demostrando que el avión se encuentra en pérdida.



**Figura 34.** Pitot a 78 nudos



**Figura 35.** Estático a 63 pies

- vii. Luego se colocó la información del 2do punto de chequeo de la TABLA 3, en el banco de prueba, el cual era que en el pitot esté a una presión de 95kt y en el estático una altitud de 78ft, haciendo que la cabrilla vibre, demostrando que el avión se encuentra en pérdida.

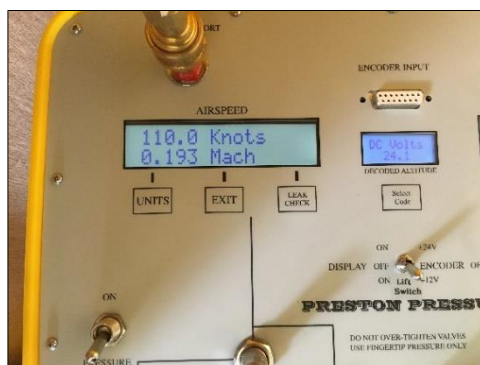


**Figura 36.** Pitot a 95 nudos



**Figura 37.** Estático a 78 pies

- viii. Por último, se colocó la información del 3er punto de chequeo de la TABLA 3, en el banco de prueba, el cual era que en el pitot esté a una presión de 110kt y en el estático una altitud de 90ft, haciendo que la cabrilla vibre, demostrando que el avión se encuentra en pérdida.



**Figura 38.** Pitot a 110 nudos  
Continúa.



**Figura 39.** Estático 90ft

- ix. Luego de haber realizado las pruebas y haber verificado que el sistema de perdida de la aeronave se encuentra operativo, se procedió a desfogar al ambiente la presión que se encontraba dentro de las cañerías del avión; abriendo lentamente la válvula de desfogue del equipo y haciendo que los indicadores se queden aliviados.



**Figura 40.** Desfogue de presión

- x. Cuando ya se desfogó toda la presión que había en las cañerías, se prosiguió a desconectar las mangueras del banco de pruebas de la cabeza de pitot y el puerto estático número 6 del lado derecho, verificando que los instrumentos de la aeronave se encuentren en operación normal en tierra.



**Figura 41.** V.S.I

- xi. Luego se desconectó la energía de 24V del avión mandando los inversores en apagado (OFF) y colocando la perrilla de tierra (ground) ha vuelo (flight), para posteriormente apagar el generador de energía de tierra y desconectar el plug de conexión al avión.



**Figura 42.** Interruptor de vuelo o tierra



**Figura 43.** Plug del generador



## CAPÍTULO IV

### CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

#### 4.1 Conclusiones

- El análisis físico que se realizó que los instrumentos de navegación dieron como resultado que el sistema de advertencia de pérdida de la aeronave necesitaba un chequeo para verificar su correcto funcionamiento, por lo cual se procedió a utilizar el banco de pruebas del pitot y estático para realizar su chequeo, ya que este funciona con la presiones positivas y negativas que genera el aire mediante los puertos pitot y estáticos.
- El banco de pruebas de pitot y estático sirve para realizar diferentes tipos de pruebas en los instrumentos de navegación de la aeronave, el único requerimiento que se necesita es que el equipo funcione en base al pitot y estático, por lo que se necesite el equipo puede generar presiones tanto positiva como negativa, el cual es importante para re verificación de los instrumentos.
- El correcto funcionamiento del sistema de advertencia de pérdida del equipo es de mucha importancia ya que permite estar informado en caso de que la aeronave entre en pérdida; al realizar el chequeo de funcionamiento del sistema de advertencia de pérdida de la aeronave se verifico que el equipo funciona sin problemas y se encuentra en estado óptimo.

## 4.2 Recomendaciones

- Para realizar el chequeo de los diferentes instrumentos de navegación, mediante el uso del banco de pruebas del pitot y estático, se recomienda adquirir todos los acoples pertinentes para que la prueba sea realizada de manera mucho más eficiente, tanto para cuando se realice el chequeo el técnico pueda realizarlo sin problema.
- En el área donde se encuentran los aviones escuela y se realizan trabajos de mantenimiento nos disponen de conexión de 220V accesible en todo momento, por lo cual se recomienda implementar conexiones tanto de 110V y 220V al alcance de las aeronaves, para así realizar los trabajos de una manera mucho más segura y más rápida.
- Para la utilización del banco de pruebas de pitot y estático es necesario que se maneje con mucha precaución y tino, ya que este instrumento es muy sensible a la calibración y cualquier movimiento brusco o mala utilización puede llevar a que se dañe, por lo que se recomienda al utilizar el equipo se encuentre una persona capacitada con el equipo para el manejo de este.

## GLOSARIO DE TÉRMINOS

- **Aeronave:** Toda máquina que puede sustentarse en la atmósfera por reacciones del aire que no sean las reacciones del mismo contra la superficie de la tierra.
  
- **Aeronavegabilidad:** Aptitud técnica y legal que deberá 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.
  - c) Que la aeronave lleve una operación efectiva en cuanto al uso (corrosión, rotura, pérdida de fluidos, etc.), hasta su próximo mantenimiento.
  
- **Altitud:** Distancia vertical entre un nivel, punto u objeto considerado como punto, y el nivel medio del mar (MSL).
  
- **Altitud de Vuelo:** Distancia vertical de la aeronave respecto al nivel del mar.
  
- **Altura:** Distancia vertical entre un nivel, punto u objeto considerado como un punto, y una referencia especificada.
  
- **Equipo** Uno o varios conjuntos de componentes relacionados operacionalmente para el cumplimiento integral de una función determinada.

- **Error:** Acción u omisión de la persona encargada de la operación, que da lugar a desviaciones de las intenciones o expectativas de la organización o de la persona encargada de la operación.
- **Habilitación** Autorización inscrita en una licencia o asociada con ella, y de la cual forma parte, en la que se especifican condiciones especiales, atribuciones o restricciones referentes a dicha licencia.
- **Instrumento:** Componente que utiliza un mecanismo interno para mostrar visual o auditivamente la actitud, altura y operación de una aeronave o una parte de la misma. Esto incluye dispositivos electrónicos para controlar automáticamente a una aeronave en vuelo, (piloto automático).
- **Mantenimiento:** Trabajos requeridos para asegurar el mantenimiento de la aeronavegabilidad de las aeronaves, lo que incluye una o varias de las siguientes tareas: reacondicionamiento, reparación, inspección, reemplazo de piezas, modificación o rectificación de defectos.
- **Número de MACH:** Es la relación o coeficiente entre la velocidad real de la aeronave y la velocidad del sonido.

- **Sistema:** Combinación de componentes y/o accesorios interrelacionados a distancias para desarrollar una función específica. Incluye los componentes básicos y todos los instrumentos, controles, unidades, piezas y partes mecánicas, eléctricas, y/o hidráulicas o equipos completos relacionados con el sistema.

**ABREVIATURAS**

AMM: Manuel de mantenimiento aeronáutico

FAA: Administración Federal de Aviación de los EEUU

HS: Hawker Sliddeley

A.S.I: Indicador de velocidad del aire

V.S.I: Indicador de velocidad vertical

L/H: Izquierdo

R/H: Derecho

G.P.U: Unidad de potencia de tierra

(P): Pitot

(V): Ventilación

PIV: Válvula de aumento de presión

## REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

Adsuar, Joaquin C. (2017). *Principios de vuelo*. España: Thomson editores. Recuperado el 25 de 12 de 2019

Aeroinvestigaciones. (s.f.). *Aeronáutica*. Recuperado el 05 de 12 de 2019, de <http://aeroinvestigaciones.blogspot.com/>

Agustin, R. (2009). *Estructuras principales del avión*. Recuperado el 28 de 12 de 2019

Airliners. (2017). *Hawker Siddeley HS-125-1 / 2/3/400/600*. Recuperado el 12 de 12 de 2019, de <https://www.airliners.net/aircraft-data/hawker-siddeley-hs-125-123400600/242>

Alejandro G. (2013). *Hawker Siddeley 125-400*. Argentina. Recuperado el 28 de 12 de 2019

Beechcraft Corporation. (2017). *Manual de Mantenimiento*. New York: Beechcraft Corporation. Recuperado el 26 de 12 de 2019

F.A.A. (2018). *Aviation Maintenance Technician Handbook-Airframe Volume 2*. U.S. Department of Transportation. Recuperado el 02 de 12 de 2019

Flying. (1962). 896-902. Recuperado el 25 de 12 de 2019

Francis. (1991). *Avion Hawker desde 1920*. Brassey's. Recuperado el 05 de 01 de 2020

Jerram, M. (1993). the last of Havilland. *Flying Magazine*, 120(9). pag. 43. Recuperado el 20 de 12 de 2019

Marcelo Abrego, S. M. (2010). *Equipos de proteccion personal*. ACHS. Recuperado el 10 de 01 de 2020

Miriam, A. (2015). *Parte de un avión*. Recuperado el 25 de 12 de 2019

Muñoz, M. (2019). *Manual de vuelo*. Recuperado el 12 de 01 de 2020

Museum Barrie Aircraft. (s.f.). *Hawker Siddeley HS-125-1 / 2/3/400/600*. Recuperado el 30 de 12 de 2019, de [https://es.wikipedia.org/wiki/British\\_Aerospace\\_BAe\\_125#/media/Archivo:Domini\\_e.xs739.arp.jpg](https://es.wikipedia.org/wiki/British_Aerospace_BAe_125#/media/Archivo:Domini_e.xs739.arp.jpg)

Powerjets. (2019). *Proyectos - ROLLS-ROYCE VIPER 522 TURBOJET*. Reino Unido. Recuperado el 05 de 12 de 2019

Preston Pressure. (2013). *PS-525 Pitot-Static/Air Data Tester*. Preston Pressure . Recuperado el 23 de 07 de 2019

Raytheon Aircraft. (2007). *Aircraft Maintenance Manual*. Wichita: Raytheon Aircraft Company. Recuperado el 12 de 01 de 2020

Raytheon Aircraft. (2007). *Aircraft Maintenance Manual*. Wichita, Kansas, U.S.A: Raytheon Aircraft Company. Recuperado el 12 de 01 de 2020

skybrary. (2019). *Sistemas de advertencia de perdidas*. Recuperado el 20 de 12 de 2019, de [https://www.skybrary.aero/index.php/Stall\\_Warning\\_Systems](https://www.skybrary.aero/index.php/Stall_Warning_Systems)



# ANEXOS



# ESPE

UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS  
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

## DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

### CARRERA DE TECNOLOGÍA EN MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN AVIONES

#### CERTIFICACIÓN

Se certifica que la presente monografía fue desarrollada por el señor **Gallardo Maigua, Andrés Efraín**.

En la ciudad de Latacunga a los 30 días del mes de enero del 2020.

**Aprobado por**

Tlgo. Jonathan Zurita

**DIRECTOR DEL PROYECTO**



Ing. Rodrigo Bautista

**DIRECTOR DE LA CARRERA**

Abg. Sarita Plaza

**SECRETARIA ACADÉMICA**