



ESPE

UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

UNIDAD DE GESTIÓN DE  TECNOLOGÍAS

DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN AVIONES

MONOGRAFÍA: PREVIO A LA OBTENCIÓN DEL

TÍTULO DE TECNÓLOGO EN: MECÁNICA AERONÁUTICA

MENCIÓN AVIONES

**TEMA: INSPECCIÓN DEL SISTEMA DE ALERTA AUDIBLE DE
VELOCIDAD ACORDE AL MANUAL DE MANTENIMIENTO DEL**

AVIÓN ESCUELA HAWKER SIDDELEY 125-400

PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE

**TECNOLOGÍAS DE LA UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS
ARMADAS UGT-ESPE**

AUTOR: GUANO GONZÁLEZ, STEVEN GEOVANNY

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, “**INSPECCIÓN DEL SISTEMA DE ALERTA AUDIBLE DE VELOCIDAD ACORDE AL MANUAL DE MANTENIMIENTO DEL AVIÓN ESCUELA HAWKER SIDDELEY 125-400 PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS DE LA UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS UGT-ESPE**” fue realizado por el señor **GUANO GONZÁLEZ, STEVEN GEOVANNY**, 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 Fuerzas Armadas ESPE, razón por la cual me permito acreditar y autorizar para que lo sustente públicamente.

Latacunga, 31 de enero del 2020

Firma:

Tlgo. Zurita Caisaguano, Jonathan Raphael

C.C.: 0503068660



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES
CARRERA DE TECNOLOGÍA EN MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN AVIONES
AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD

Yo, **GUANO GONZÁLEZ, STEVEN GEOVANNY**, declaro que el contenido, ideas y criterios de la monografía: **“INSPECCIÓN DEL SISTEMA DE ALERTA AUDIBLE DE VELOCIDAD ACORDE AL MANUAL DE MANTENIMIENTO DEL AVIÓN ESCUELA HAWKER SIDDELEY 125-400 PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS DE LA UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS UGT-ESPE”** es de mi autoría y responsabilidad, cumpliendo con los requisitos teóricos, científicos, técnicos, metodológicos y legales establecidos por la Universidad de Fuerzas Armadas ESPE, respetando los derechos intelectuales de terceros y referenciando las citas bibliográficas.

Consecuentemente el contenido de la investigación mencionada es veraz.

Latacunga, 31 de enero de 2020

Firma

GUANO GONZÁLEZ, STEVEN GEOVANNY

C.C.: 1722502117



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE TECNOLOGÍA EN MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN AVIONES

AUTORIZACIÓN

Yo, GUANO GONZÁLEZ, STEVEN GEOVANNY autorizo a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE publicar el trabajo de titulación: “INSPECCIÓN DEL SISTEMA DE ALERTA AUDIBLE DE VELOCIDAD ACORDE AL MANUAL DE MANTENIMIENTO DEL AVIÓN ESCUELA HAWKER SIDDELEY 125-400 PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS DE LA UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS UGT-ESPE” en el Repositorio Institucional, cuyo contenido, ideas y criterios son de mi responsabilidad.

Latacunga, 31 de enero del 2020

Firma

.....
GUANO GONZÁLEZ, STEVEN GEOVANNY
C.C.: 1722502117

DEDICATORIA

La presente monografía como primera instancia se la dedico a toda mi familia, en especial a mi madre Norma y a mi padre Giovani que me han acompañado y apoyado durante el cumplimiento de esta meta. De la misma manera a los docentes de la Universidad quienes me han acompañado, inculcado y enseñado durante esta travesía. Finalmente, a mis amigas Samantha y Abigail quienes, a pesar de la distancia, siempre estuvieron conmigo alentándome.

Por último, quiero decir que todas las personas a quienes dedico este proyecto de graduación han sido, son y serán, mi fuerza e inspiración para todo propósito en mi vida.

GUANO GONZÁLEZ, STEVEN GEOVANNY

AGRADECIMIENTO

Doy gracias a la vida por rodearme de personas maravillosas, quienes me han acompañado en el transcurso de la misma. Doy gracias a mi madre Norma González y a mi padre Giovani Guano por su apoyo incondicional en todo momento de mi vida. Doy gracias a la Universidad de las Fuerzas Armadas por darme la oportunidad ser un alumno de esta prestigiosa Universidad. A mi tutor de monografía Jonathan Zurita y al docente Gabriel Inca por impartirme sus conocimientos, guiándome en mi formación académica y ayudándome a realizar este trabajo de monografía.

Gracias a toda mi familia, abuelos, tíos, primos y amigas que me acompañaron durante todo este objetivo logrado.

GUANO GONZÁLEZ, STEVEN GEOVANNY

ÍNDICE DE CONTENIDOS**CARÁTULA**

CERTIFICACIÓN	i
AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD	ii
AUTORIZACIÓN	iii
DEDICATORIA.....	iv
AGRADECIMIENTOS	v
ÍNDICE DE CONTENIDOS.....	vi
ÍNDICE DE TABLAS	xi
ÍNDICE DE FIGURAS	xii
RESUMEN.....	xiv
ABSTRACT.....	xv

CAPÍTULO I**PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA DE INVESTIGACIÓN**

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

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

CAPÍTULO II

MARCO TEÓRICO

2.1. Historia del avión Hawker Siddeley 125-400	6
2.2. Especificaciones técnicas del avión Hawker Siddeley 125-400.....	8
2.3. Clasificación de los instrumentos de la aeronave	9
2.3.1. Instrumento.....	9
2.3.2. Clasificación de los instrumentos.....	9
2.3.3. Instrumentos del motor	10
2.3.4. Instrumentos de comunicación y navegación	11
2.3.5. Instrumentos de vuelo	12
a. Altímetro	13
b. Indicador de velocidad vertical.....	14
c. Horizonte artificial	15
d. Indicador de dirección.....	16
e. Indicador de velocidad o velocímetro	17

	viii
2.4. Funcionamiento del velocímetro	18
2.5. Sistema Pitot y Estático	19
2.5.1. Tubo Pitot	20
2.5.2. Funcionamiento del tubo Pitot	21
2.5.3. Aire de impacto.....	22
2.5.4. Tomas estáticas.....	22
2.6. Sistema Pitot/Estático – Descripción.....	23
2.6.1. Cabezas de Pitot	23
2.6.2. Placas de ventilación estáticas	24
2.7. Banco de pruebas del sistema pitot y estático.....	25
2.7.1. PS-425.....	25
a. Especificaciones del PS-425.....	26
2.7.2. PS-525 / PS-525A	28
a. Especificaciones del PS-525 Y PS-525A.....	29
b. Teoría neumática.....	32
c. Teoría electrónica.....	34
2.8. Operación del equipo.....	35
2.8.1. Información preliminar	35
2.8.2. Preprueba.....	37
2.8.3. Prueba del sistema de Pitot de la aeronave solamente.....	39

	ix
2.8.4. Prueba del sistema estático de la aeronave	40
2.9. Equipos de protección personal.....	41
2.9.1. Equipos para protección del rostro.	42
a. Gafas de seguridad.....	42
2.9.2. Equipos de protección auditiva.....	43
a. Tapones auditivos/orejeras.....	43
2.9.3. Equipos de protección para las manos y los pies.....	44
a. Guantes.....	44
b. Calzado.. ..	44
2.9.4. Equipos de protección para pecho y espalda	45
a. Chalecos reflectivos.....	45
b. Ropa de seguridad industrial.....	46

CAPÍTULO III

DESARROLLO DEL TEMA

3.1. Preliminar.....	47
3.2. Recopilación de información técnica.....	48
3.3. Manual de Mantenimiento CMM 34-15-0.....	48

	x
3.3.1 Sistema de alerta audible de velocidad-descripción.....	48
a. General.....	48
3.3.2. Sistema de alerta audible de velocidad – prácticas de mantenimiento.....	48
3.4. Inspección de cañerías	50
3.5. Pruebas de la alerta audible del velocímetro	55

CAPITULO IV

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

4.1. Conclusiones	58
4.2. Recomendaciones.....	59

GLOSARIO	60
-----------------------	-----------

ABREVIATURAS.....	62
--------------------------	-----------

REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS	63
---	-----------

ANEXOS	65
---------------------	-----------

Anexo A. Diagrama esquemático del sistema pitot y estático

Anexo B. pruebas de fugas del sistema

Anexo C. Tarea de inspección de la aural de alerta del velocímetro

Anexo D. Manual del banco de pruebas PS-525/ PS-525

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1	<i>Especificaciones del avión.</i>	8
Tabla 2	<i>Especificaciones PS-425 altímetro.</i>	26
Tabla 3	<i>Especificaciones PS-425 velocidad del aire.</i>	27
Tabla 4	<i>Especificaciones PS-425 dimensiones y peso.</i>	27
Tabla 5	<i>Especificaciones PS-425 fuente de alimentación.</i>	28
Tabla 6	<i>Especificaciones PS-525 velocidad del aire.</i>	29
Tabla 7	<i>Especificaciones PS-525 altímetro.</i>	30
Tabla 8	<i>Especificaciones PS-525 dimensiones y peso.</i>	31
Tabla 9	<i>Especificaciones PS-525 Fuente de alimentación.</i>	31
Tabla 10	<i>Especificaciones PS-525 otras características.</i>	31
Tabla 11	<i>Límites de velocidad.</i>	50

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1. Hawker Siddeley 125-400	7
Figura 2. Instrumento.....	9
Figura 3. Instrumentos del avión	10
Figura 4. Instrumentos del Motor	11
Figura 5. Instrumentos	12
Figura 6. Instrumentos de vuelo	13
Figura 7. Altimetro	14
Figura 8. VSI.....	15
Figura 9. HSI	16
Figura 10. Giro direccional.....	17
Figura 11. Velocímetro	18
Figura 12. Funcionamiento del velocímetro.....	19
Figura 13. Sistema Pitot y Estático.....	20
Figura 14. Tubo Pitot	21
Figura 15. Funcionamiento tubo Pitot.....	22
Figura 16. Tomas Estáticas	23
Figura 17. Ubicación de tubo Pitot y tomas estáticas	25
Figura 18. PS-425	26
Figura 19. PS-525	28
Figura 20. Diagrama neumático	32
Figura 21. Equipos de protección personal	42

	xiii
Figura 24. Guantes.....	44
Figura 30. Calibración del equipo	52
Figura 31. Prueba de fugas	52
Figura 32. Resultados de la prueba.....	53
Figura 33. Conexión estático	53
Figura 34. Apagado de la bomba	54
Figura 35. Prueba de estático.....	54
Figura 36. Resultado de las pruebas.....	55
Figura 37. Conexión a la GPU.....	55
Figura 38. Conexión de acoples	56
Figura 39. Calibración altura.....	56
Figura 40. Calibración velocidad	57

RESUMEN

Esta monografía describe la realización de la inspección del sistema pitot y estático, más específico la alerta audible de velocidad del avión escuela Hawker Siddeley 125-400 perteneciente a la Unidad de Gestión de Tecnologías, la cual obtiene información de aire de impacto o presión dinámica y presión estática, que son provistos por la sonda pitot y tomas estáticas respectivamente. Esta prueba fue efectuada gracias al banco de pruebas de succión y presión PS-525A el cual nos proporciona una simulación de velocidad medida en nudos, y una altitud medida en pies, lo cual nos permitió realizar las tareas del sistema prescritas en el manual de mantenimiento de la aeronave. Las pruebas fueron realizadas en las instalaciones de la universidad de las Fuerzas Armadas donde se encuentra la aeronave, y dará apertura a que nuevos estudiantes conozcan el funcionamiento tanto del sistema de la aeronave como del manejo del banco de pruebas del sistema pitot y estático. Es necesario saber que en la manipulación del banco de pruebas, debe hacerlo una persona con conocimientos del manual de operación y cuidadosamente, ya que, al ser una herramienta de medición calibrada, al dar un mal uso perdería la calibración lo que ocasionaría que, al momento de realizar las pruebas, den como resultados datos erróneos e inclusive ocasionar daños en el sistema e instrumento.

PALABRAS CLAVE

- **HAWKER SIDDELEY 125-400**
- **AERONAVES – MANTENIMIENTO**
- **AERONAVES – SISTEMA PITOT Y ESTÁTICO**

ABSTRACT

The present research has as aim the inspection of the pitot system, and more specifically the audible speed alert of the Hawker Siddeley 125-400 school aircraft belonging to the Technology Management Unit, which obtains information on impact air or dynamic pressure and static pressure, which are provided by the pitot probe and static sockets respectively. This test is performed thanks to the PS-525A suction/pressure test rig which provides the simulation of speed in knots and altitude in feet, which allows us to perform the system tasks prescribed in the maintenance manual of the aircraft. The tests are performed at the facilities of the Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE where the aircraft is located, and will open to new students to learn about the operation of both the aircraft system and the handling of the pitot and static system test bench. It is necessary to know that the handling of the test bench must be done following the manual and with great care, since, being a calibrated measurement tool, if it fails, it will lose the calibration which will cause that, at the time of making the tests, they will give as results erroneous data and even cause damages in the system and instrument.

KEY WORDS

- **HAWKER SIDDELEY 125-400**
- **AIRCRAFT – MANTENAINCE**
- **AIRCRAFT – PITOT/STATIC SYSTEM**

CAPÍTULO I

PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA DE INVESTIGACIÓN

1.1. Antecedentes

La Unidad de Gestión de Tecnologías de la Universidad de las Fuerzas Armadas UGT-ESPE cuenta con varios laboratorios, talleres totalmente equipados, y aviones escuela los cuales son adecuados para la educación de futuros tecnólogos, realizando tareas de inspección, mantenimiento, remoción e instalación de componentes, permitiendo de esta manera que los estudiantes de Mecánica Aeronáutica puedan adquirir mayores conocimientos mediante la práctica en conjunto con la teoría, lo cual ayuda en el desarrollo profesional de los estudiantes de esta prestigiosa Universidad.

En vista de las necesidades que poseen los estudiantes al realizar tareas tan fundamentales como lo es realizar trabajos en instrumentos de vuelo que funcionan a base de datos de aire obtenidos del sistema Pitot y estático, me ha brindado la posibilidad de realizar la inspección de la alerta audible del instrumento de vuelo velocímetro, para realizar mi trabajo de titulación, mediante la implementación del equipo de pruebas del sistema de Pitot y estático, el cual permite comprobar el funcionamiento de instrumentos tales como: velocímetro , indicador de velocidad de ascenso, entre otros, de la aeronave Hawker Siddeley 125-400 y así facilitar el mantenimiento y chequeo de los equipos que la aeronave posee.

1.2. Planteamiento del problema

La inspección del sistema de alerta audible de velocidad nace a partir de la necesidad de conocer los problemas que tengan los instrumentos de aire del avión escuela Hawker Siddeley 125-400 para así realizar su habilitación y generar un medio de aprendizaje práctico para los estudiantes de la carrera de la Unidad de Gestión de Tecnologías de la Universidad de las Fuerzas Armadas UGT-ESPE

Cabe destacar que la Unidad de Gestión de Tecnologías de la Universidad de las Fuerzas Armadas UGT-ESPE, se debe encontrar con la más alta tecnología aeronáutica para la enseñanza de los estudiantes, por ende, se requiriere medios operativos con las cuales se pueda impartir una instrucción precisa a los estudiantes.

Al requerir medios operativos en la Unidad de Gestión de Tecnologías, eh visto la necesidad de implementar una herramienta de soporte como es la implementación del equipo de pruebas del sistema Pitot y estático, para que sea utilizado como implemento de facilitación, el cual ayudará a los mecánicos con un mejor desempeño de los instrumentos de vuelo que poseen las aeronaves y de esta manera aumentar los conocimientos sobre dichos instrumentos de la aeronave.

1.3. Justificación e Importancia

En la actualidad, muchos establecimientos educativos han priorizado incursionar en el campo práctico, para que así; conocimientos teóricos recibidos en clase puedan ser plasmados en tareas de mantenimiento, debido a que el proceso de captación por parte del estudiante en tareas físicas de mantenimiento ha sido de mayor eficiencia y tendrán

una familiarización con los equipos, al igual que un mejor desempeño al momento de incursionarse en el campo laboral. Al tener equipos físicos con los cuales el docente pueda impartir una clase teórica y práctica, permitirá que el estudiante obtenga conocimientos más precisos sobre la forma de hacer las tareas de mantenimiento presentadas en los manuales de mantenimiento.

La Unidad de Gestión de Tecnologías de la Universidad de las Fuerzas Armadas UGT–ESPE se beneficiará con el presente proyecto, mediante la habilitación del sistema de alerta audible de velocidad, el cual permitirá tanto a estudiantes como docentes hacer el uso del mismo, como un recurso didáctico de instrucción en el transcurso de su formación como Tecnólogo, el mismo que podrá alcanzar mayores aprendizajes al realizar un trabajos netamente aeronáuticos utilizando el equipo de pruebas del sistema Pitot y estático el cual comprueba el estado de los instrumentos tales como: velocímetro, tubo Pitot, tomas estáticas, indicador de velocidad de ascenso, sistema de alerta audible de velocidad entre otros, y así genera una herramienta de 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, lo que influirá para las destrezas en sus prácticas preprofesionales y campo laboral.

De esta manera los estudiantes podrán realizar prácticas de inspección del sistema de alerta audible de velocidad en un ambiente más cómodo 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.

1.4. Objetivos

1.4.1. Objetivo general

Realizar una inspección del sistema de alerta audible de velocidad utilizando información técnica y equipo de pruebas del sistema Pitot y estático, cumpliendo con lo establecido en el manual de mantenimiento de la aeronave del avión escuela Hawker Siddeley 125-400 perteneciente a la Unidad de Gestión de Tecnologías de la Universidad de las Fuerzas Armadas UGT-ESPE

1.4.2. Objetivos específicos

- Recopilar toda la información necesaria para realizar la inspección de sistema de alerta audible de velocidad del avión escuela Hawker Siddeley 125-400
- Implementar el equipo de prueba del sistema Pitot y estático, el cual pueda brindar el proceso para la verificación de los instrumentos que obtienen datos de aire del sistema mencionado.
- Efectuar el chequeo del sistema de alerta audible de velocidad del avión escuela Hawker Siddeley 125-400, para obtener condiciones satisfactorias.

1.5. Alcance

La meta de la inspección del sistema de alerta audible de velocidad mediante la implementación del equipo de pruebas del sistema Pitot y estático, es brindar una manera más factible y eficaz que permita al docente el manejo instrumentos de vuelo que posee la aeronave, para uso de instrucción y trabajos prácticos enfocados en la enseñanza y aprendizaje siendo un material de instrucción en el campo aeronáutico para todos los estudiantes que cursan sus estudios en la carrera de Mecánica Aeronáutica de

la Unidad de Gestión de Tecnologías – ESPE, ubicado en la ciudad de Latacunga, provincia de Cotopaxi y de esta manera contribuir a la formación integral de nuevas generaciones de Técnicos en Mantenimiento Aeronáutico.

CAPÍTULO II

MARCO TEÓRICO

2.1. Historia del avión Hawker Siddeley 125-400

Uno de los diseños de posguerra más exitosos de la industria de la aviación británica, el Hawker Siddeley HS-125 fue uno de los aviones de negocios de primera generación más exitosos y en forma desarrollada sigue en producción con Raytheon. El HS-125 comenzó su vida como un proyecto de De Havilland antes de que esa compañía formara parte del grupo Hawker Siddeley. Como el DH-125, este jet corporativo de tamaño mediano voló por primera vez el 13 de agosto de 1962. Durante un tiempo, el DH-125 fue nombrado el Jet Dragon, mientras que solo ocho aviones de producción de la Serie 1 fueron construidos antes de que las entregas pasaran a ser las más poderosas (Airliners, 2019).

La Serie 1A (el sufijo A que denota a América del Norte) y la Serie 1B (la B que denota ventas para los mercados mundiales). Se construyó un total de 77. Mientras tanto, la Serie 2 era un derivado militar creado para la RAF de Gran Bretaña como el entrenador de navegación Dominie T1. Las series 3A y 3B mejoradas (29 construidas) tuvieron un mayor peso bruto, mientras que las 3A / RA y 3B / RA (36 construidas) fueron aún más pesadas con combustible adicional para un mayor rango (Airliners, 2019).

Cuando De Havilland se fusionó con Hawker Siddeley, la Serie 4, que presentaba numerosas mejoras menores, se comercializó cuando se construyeron las Series 400A, 400B y 116. El último Viper turbo jet 125 construido fue la serie 600A y 600B. La Serie

600 presenta un fuselaje estirado que ocupa asientos de la cabina principal estándar de seis a ocho, o hasta 14 en una configuración de alta densidad.

Otros cambios incluyeron turbo jets Rolls Royce Viper 601-22 más potentes, cola vertical alargada y aleta ventral y un tanque de combustible en la aleta dorsal extendida. El 600 voló por primera vez el 21 de enero de 1971 y se convirtió en el modelo de producción estándar hasta que se introdujo la serie 700 de turbofán TFE-731 de Garrett (que se describe por separado bajo Raytheon) en 1976. Algunas Series 600 fueron rediseñadas con TFE-731 como HS- 125-F600s (Airliners, 2019).



Figura 1. Hawker Siddeley 125-400
Fuente: (Airliners, 2019)

Hoy en día, la Unidad de Gestión de Tecnologías de la Universidad de las Fuerzas Armadas UGT-ESPE tiene a disposición un avión escuela Hawker Siddeley 125-400 para ser utilizado por los docentes para impartir enseñanzas a los alumnos de la universidad, y así poder realizar prácticas en la aeronave y así conocer sus sistemas y componentes. Esta aeronave ayuda a que los estudiantes apliquen los conocimientos adquiridos en clase, en una tarea práctica de mantenimiento.

2.2. Especificaciones técnicas del avión Hawker Siddeley 125-400

Tabla 1

Especificaciones del avión.

Motores	Dos turbo jets Rolls Royce Viper 522 de 14.9kN (3360 lb).
Performance	Velocidad de crucero de largo alcance 724 km / h (390 nudos). Velocidad de ascenso inicial 4800ft / min. Alcance con una carga útil de 454 kg (1000 lb) y reservas de 2835 km
Pesos	Operación típico vacío 5557 kg (12,260 lb), máximo despegue 10,569 kg (23,300 lb).
Dimensiones	El tramo del ala 14.32m (47ft 0in), longitud 14.42m (47ft 5in), altura 5.26m (17ft 3in). Área de ala 32.8m ² (353 pies cuadrados)

Fuente: (Airliners, 2019)

2.3. Clasificación de los instrumentos

2.3.1. Instrumento

Se denominan instrumentos de vuelo al conjunto de mecanismos que equipan una aeronave y que permiten al piloto una operación de vuelo en condiciones seguras. Dependiendo de su tamaño o grado de sofisticación, una aeronave puede contar con un número variable de instrumentos (SAADE, 2014).



Figura 2. Instrumento
Fuente: (SAADE, 2014)

2.3.2. Clasificación de los instrumentos

Hay tres tipos básicos de instrumentos clasificados por el trabajo que realizan: instrumentos de vuelo, instrumentos de motor e instrumentos de navegación (F.A.A., 2018).

Cada uno de estos instrumentos muestran parámetros del estado de la aeronave en vuelo, realizando mediciones como: impacto del aire, escape de gases del motor, posición de la aeronave con respecto a antenas VOR, por mencionar algunas. Estas indicaciones permiten al piloto saber las condiciones de vuelo y operar de forma segura.

Estos instrumentos son importantes, ya que nos indica el estado de operación de cada sistema y equipo de la aeronave. Y en caso de generarse un desperfecto tomar acciones para preservar la integridad de la aeronave. Al igual de obtener datos de navegación y tener una correcta localización de las frecuencias para así direccionar la aeronave hacia su destino.



Figura 3. Instrumentos del avión
Fuente: (F.A.A., 2018)

2.3.3. Instrumentos del motor

Los instrumentos del motor son aquellos diseñados para medir los parámetros de operación de los motores de la aeronave. Estas son usualmente indicaciones de cantidad, presión y temperatura (F.A.A., 2018).

También incluyen la medición de la velocidad del motor. Los instrumentos de motor más comunes son la cantidad de combustible y aceite y los medidores de presión, tacómetros y medidores de temperatura (F.A.A., 2018).



Figura 4. Instrumentos del Motor

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

La instrumentación del motor a menudo se muestra en el centro de la cabina donde es fácilmente visible para el piloto y el copiloto. Los aviones multimotor suelen usar un solo indicador para un parámetro de motor en particular, pero muestra información para todos los motores mediante el uso de múltiples punteros en la misma esfera (F.A.A., 2018).

2.3.4. Instrumentos de comunicación y navegación

Los instrumentos de navegación son aquellos que aportan información utilizada por el piloto para guiar a la aeronave a lo largo de un rumbo definido. Este grupo incluye brújulas de varios tipos, algunas de las cuales incorporan el uso de señales de radio para definir un rumbo específico al volar el avión en ruta de un aeropuerto a otro. Otros instrumentos de navegación están diseñados específicamente para dirigir el enfoque del piloto para aterrizar en un aeropuerto. Los instrumentos de navegación tradicionales incluyen un reloj y una brújula magnética (F.A.A., 2018).



Figura 5. Instrumentos de COM/NAV

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

Estos instrumentos utilizan ondas electromagnéticas para realizar lecturas del clima y ondas de radio a diferentes frecuencias para realizar la comunicación con tierra y otras aeronaves.

2.3.5. Instrumentos de vuelo

Los instrumentos utilizados para controlar la actitud de vuelo de la aeronave se conocen como instrumentos de vuelo. Existen instrumentos de vuelo básicos, como el altímetro que muestra la altitud de la aeronave; el indicador de velocidad del aire; y el indicador de dirección magnética, una forma de brújula. Además, un horizonte artificial, un coordinador de viraje y un indicador de velocidad vertical son instrumentos de vuelo presentes en la mayoría de las aeronaves (F.A.A., 2018).

Estos instrumentos presentan información al piloto de la altitud, velocidad y dirección que toma la aeronave en vuelo y así tener un rumbo direccionado y óptimo para llegar al destino sin contratiempos.



Figura 6. Instrumentos de vuelo

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

Para volar de forma segura cualquier aeronave, un piloto debe entender cómo interpretar y operar los instrumentos de vuelo. El piloto también debe de estar en la capacidad de reconocer los errores asociados a estos y sus desperfectos. Cuando un piloto comprende cómo funciona cada instrumento, él o ella utilizarán estos a todo su potencial (E-FLY ACADEMY, 2014).

a. **Altímetro**

El instrumento llamado altímetro nos muestra la altura a la cual se encuentra la aeronave volando y es uno de los instrumentos de mayor importancia del avión. El altímetro es simplemente un barómetro aneroide que, a partir de las tomas estáticas, toma medidas de presión atmosférica existente a la altura en que el avión se encuentra y presenta esta medición traducida en altitud, normalmente en pies (SAADE, 2014).



Figura 7. Altimetro
Fuente: (SAADE, 2014)

En el instrumento altímetro existe dos agujas, ambas generan una indicación, las cuales son: La pequeña indica una medida en millares y la larga una medición en centenas. Teniendo esto en cuenta, cuando la aguja pequeña se encuentre, por ejemplo, en los mil pies (1000 ft) y la larga en los 300 ft, se vuela a 1300 ft. Algunos aviones poseen una aguja adicional que indica las décimas, pero la mayoría de los aviones ligeros poseen las dos agujas con forma de punta. Desde la introducción de la electrónica existen indicadores digitales, con numeración digital o simulando analógico con agujas (Wikipedia, 2019).

b. Indicador de velocidad vertical

Si la aeronave se encuentra en ascenso, descenso, o vuelo nivelado, la velocidad vertical o régimen, en pies por minuto (f.p.m), del ascenso o descenso. El principio de funcionamiento de este instrumento, es similar al del altímetro, los cuales están basados en la contracción/expansión de un diafragma o membrana debido a la diferencia de presión entre el interior y el exterior de esta. Aunque este instrumento funciona por presión diferencial, únicamente necesita recibir la presión estática (SAADE, 2014).



Figura 8. VSI

Fuente: (SAADE, 2014)

Si la manecilla indica cero, el vuelo se encuentra nivelado, si está por encima del cero entonces está ascendiendo y si está por abajo de cero, es que el avión desciende. A partir de esta información, se controlan los valores de la velocidad de ascenso y descenso (Wikipedia, 2019).

c. Horizonte artificial

El indicador de actitud, también llamado horizonte artificial, es un instrumento que indica la actitud del avión con respecto al horizonte terrestre. Su función consiste en proporcionar al piloto una referencia inmediata de la posición del avión en alabeo y profundidad (SAADE, 2014).

El instrumento horizonte artificial está provisto de un giróscopo de rotación horizontal situado sobre un conjunto de ejes que le dan tres grados de libertad (montaje universal), dentro de una caja hermética. Este giróscopo contiene fijada una esfera visible, con una barra horizontal de referencia a la altura del eje de giro, por arriba la esfera es de color azul (cielo) y por debajo marrón (tierra) (SAADE, 2014).



Figura 9. HSI

Fuente: (SAADE, 2014)

Es de gran ayuda en condiciones en que la visión es poca o nula. El horizonte artificial contiene dos partes: el horizonte artificial propiamente dicho, y el indicador de rumbo. El primero se encuentra compuesto por una región azul que simula el cielo, otra normalmente marrón que representa la superficie terrestre, una mira que indica el morro del avión, y varias marcas a su alrededor (Wikipedia, 2019).

d. Indicador de dirección

También nombrado como direccional giroscópico o direccional, este instrumento genera al piloto una referencia de la dirección del avión, ayudándole al control y mantenimiento del rumbo. Este instrumento está constituido por un giróscopo cuyo eje de rotación es de forma vertical, acoplado a este se encuentra una rosa de rumbos medida de 0° a 359° . La caja del instrumento tiene incrustado en su frontal visible un pequeño avión montado de forma vertical cuyo morro siempre apunta al rumbo del avión. Asimismo, dispone de un botón giratorio para ajustar el rumbo (SAADE, 2014).



Figura 10. Giro direccional
Fuente: (SAADE, 2014)

Al realizar un cambio de dirección, la el armazón del instrumento se mueve conjunto con el avión, pero el giróscopo debido a su rigidez en el espacio continúa manteniendo la posición anterior. Este movimiento relativo de la caja respecto del eje vertical del rotor se transmite a la rosa de rumbos, haciéndola girar de modo que se observe en todo momento el rumbo, enfrenteado al morro del avión de miniatura (SAADE, 2014).

e. Indicador de velocidad o velocímetro

El indicador de velocidad aerodinámica o anemómetro es un instrumento que mide la velocidad relativa del avión con respecto al aire en que se mueve, e indica está en millas terrestres por hora "m.p.h.", nudos "knots" (1 nudo=1 milla marítima por hora), o en ambas unidades (SAADE, 2014).

El indicador de velocidad o velocímetro toma los datos proporcionados gracias al aire de impacto capturado por el tubo Pitot, generando una presión dinámica y la presión estática que se genera alrededor de la aeronave la cual es obtenida por las tomas estáticas. Ambas presiones alimentan al anemómetro, el cual genera una medición de

diferencia de presiones (estática y dinámica), y este presenta en nudos (millas náuticas por hora) la presión diferencial resultante.

El instrumento tiene dibujado con un código de colores las velocidades de la aeronave. El arco verde es la velocidad de operación normal, el arco blanco indica la velocidad con flaps extendidos, el arco amarillo indica una velocidad de precaución o en la que sólo deberíamos volar en aire sin turbulencias, la línea roja indica la velocidad máxima que nunca se debe sobrepasar en la aeronave (AviaciónD, 2017).



Figura 11. Velocímetro

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

En aviones con dos pilotos, cada piloto tiene un indicador de velocidad similar y cada indicador de velocidad se alimenta desde un sistema independiente de Pitot. Ambos pueden ser alimentados desde el mismo sistema en caso de falla de un sistema (SKYBRARY, 2016).

2.4. Funcionamiento del velocímetro

El tubo de pitot mide lo que se llama la presión de impacto: cuanto más rápido viaje el avión, más presión de impacto tendrá. La presión recogida por el tubo de pitot entra

directamente en un diafragma en el interior del indicador: cuanto más presión entre, más se expandirá el diafragma. Gracias a una conexión mecánica, la aguja del indicador se moverá (AviaciónD, 2017).

La conexión de la sonda de estática tiene la función de regular la variación de la presión en la atmósfera con la altitud. Sin la presión de la sonda de estática, la medición del indicador de la velocidad del aire sería diferente a distintas alturas, incluso cuando el avión viaje a la misma velocidad. Para solucionar este problema, la presión estática se introduce en el interior del instrumento, alrededor del diafragma que contiene la presión del tubo de pitot (AviaciónD, 2017).

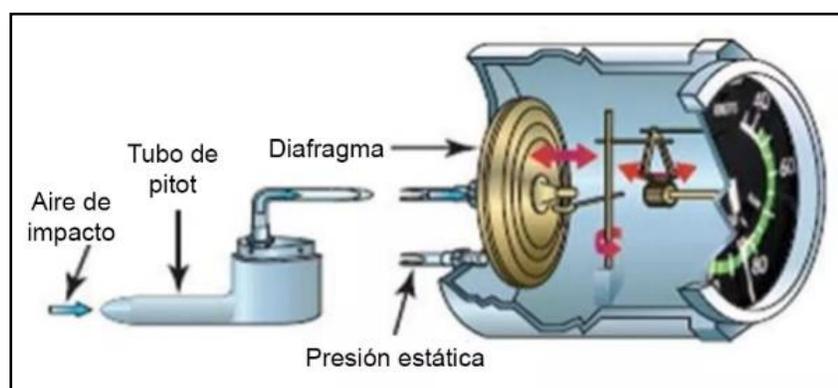


Figura 12. Funcionamiento del velocímetro
Fuente: (AviaciónD, 2017)

2.5. Sistema Pitot y Estático

Uno de los sistemas más complejos y necesarios en una aeronave es el sistema de tubo pitot y presión estática que, hasta la fecha, por más reciente que sea la aeronave, mantienen su diseño y principio operativo. Si bien todos los instrumentos que puede contener la cabina de un equipo tienen su función y marcación particular, de los seis instrumentos básicos de vuelo, el Indicador de Velocidad Vertical, Altimetro y el Indicador

de Velocidad, son instrumentos que desde un Cessna 150 hasta un Boeing 787 estarán instalados en las cabinas (ARMENDÁRIZ, 2018).

El sistema Pitot y estático, es un sistema comprendido por tubos Pitot y tomas estáticas, los cuales tienen como objetivo capturar las presiones de aire de impacto y generadas alrededor de la aeronave, para que estas sean aprovechadas por diferentes instrumentos y estos a su vez los transforman en escalas de velocidad, altura, entre otros.

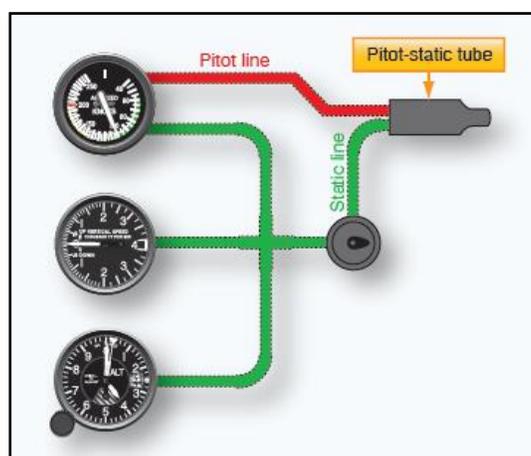


Figura 13. Sistema Pitot y Estático
Fuente: (F.A.A., 2018)

2.5.1. Tubo Pitot

El tubo Pitot es un componente especial, el cual se encarga de capturar el aire de impacto el cual genera una presión dinámica. Este componente generalmente está situado en áreas donde fácilmente se pueda obtener aire de impacto, y es colocado paralelo al fuselaje.

El aire que viajará a través del delgado conducto, llamado línea de presión dinámica del aire, pasará por una cámara para deshumedecerse , con el objetivo de separar el vapor y/o agua que ingrese por el sistema (ARMENDÁRIZ, 2018).



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

2.5.2. Funcionamiento del tubo Pitot

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 defleitora diseñada para proteger el sistema de la humedad y la suciedad que ingresa al tubo. Debajo del deflector, se proporciona un orificio de drenaje que permite que la humedad se escape. Un tubo vertical, transporta este aire presurizado fuera del ensamblaje de Pitot al indicador de velocidad del aire (F.A.A., 2018).

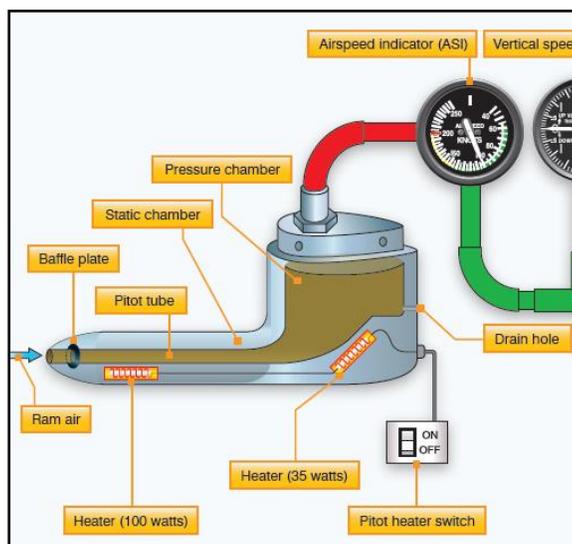


Figura 15. Funcionamiento tubo Pitot
Fuente: (F.A.A., 2018)

2.5.3. Aire de impacto

El aire de impacto tomado por el tubo Pitot, es generado gracias al avance de la aeronave por la atmosfera, lo cual genera un flujo de aire que ingresa por el canal del tubo Pitot y este crea una presión dinámica la cual varía tanto por la velocidad y la altura en la que se encuentre la aeronave.

2.5.4. Tomas estáticas

Las tomas estáticas son pequeños puertos colocados estratégicamente en el fuselaje de la aeronave, los cuales generan una presión negativa en el sistema de cañerías de la aeronave, la cual es obtenida por la presión generada alrededor de la aeronave llamada presión estática, y esta presión negativa alimenta a los instrumentos de vuelo.



Figura 16. Tomas Estáticas
Fuente: (F.A.A., 2018)

2.6. Sistema Pitot/Estático – Descripción

2.6.1 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:

- Cabeza de Pitot izquierdo: indicador de velocidad izquierdo y medidor de número mach, o indicador de velocidad y número mach combinado
- 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.

Las dos cabezas de Pitot y los mástiles por los que están unidos al fuselaje se calientan eléctricamente. 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).

2.6.2 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 como se muestra en la Fig. 1. Se proveen seis fuentes estáticas para proveer las siguientes: **VER ANEXO A**

- 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).

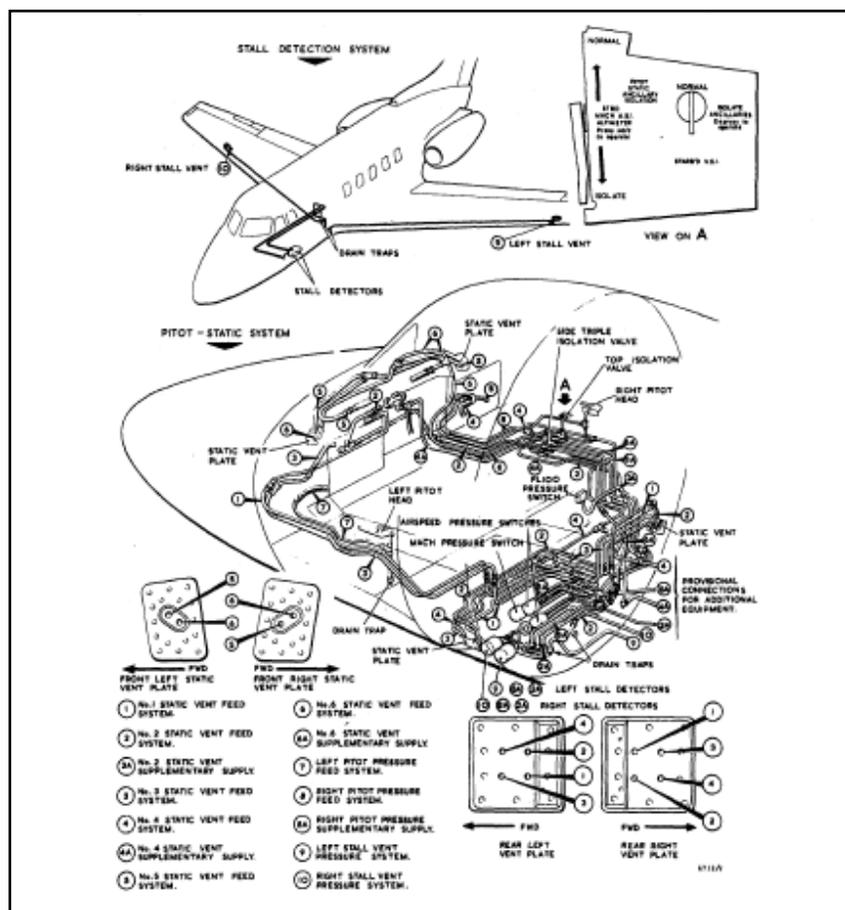


Figura 17. Ubicación de tubo Pitot y tomas estáticas
Fuente: (Raytheon Aircraft, 2007)

2.7. Banco de pruebas del sistema pitot y estático

2.7.1. PS-425

La caja de comprobación de datos de aire del Pitot y estático PS-425 es un comprobador de pantalla digital que se utiliza para probar los altímetros, los indicadores de velocidad del aire, los sistemas estáticos de Pitot 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. La altitud se muestra en pies, con incrementos de 2 y 5 pies. La velocidad del

aire se muestra en nudos. La velocidad vertical se indica en pies por minuto (Preston Pressure, 2017).



Figura 18. PS-425

Fuente: (Preston Pressure, 2017)

El PS-425 funciona con una batería interna o un adaptador de alimentación externo. Las fuentes de vacío y presión se derivan de bombas manuales independientes, y cada bomba tiene su propio depósito, lo que elimina 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 35 mil pies y 500 nudos (Preston Pressure, 2017).

a. Especificaciones del PS-425

Tabla 2

Especificaciones PS-425 altímetro.

Altímetro digital

Rango de visualización	-1000 a 35,000 pies
Gama de la bomba de vacío	-1000 a 35,000 pies
Resolución	de -1,000 a 30,000 pies de resolución en incrementos de 2 pies
	de 30,000 a 35,000 pies de resolución en incrementos de 5 pies

CONTINÚA

Rango de temperatura	32 grados F a 120 grados F (0 C a 50 C)
-----------------------------	---

Unidades de altitud	pies
----------------------------	------

Fuente: (Preston Pressure, 2017)

Tabla 3

Especificaciones PS-425 velocidad del aire.

Velocidad del aire digital

Rango	18 - 500 nudos
--------------	----------------

Resolución	1 nudo
-------------------	--------

Rango de temperatura	32 grados F a 120 grados F (0 C a 50 C)
-----------------------------	---

Fuente: (Preston Pressure, 2017).

Tabla 4

Especificaciones PS-425 dimensiones y peso.

Dimensiones físicas	(31x38x24.5 cm)
----------------------------	------------------------

Peso	aproximadamente 17.1 libras (7.7 Kg)
-------------	---

Fuente: (Preston Pressure, 2017)

Tabla 5*Especificaciones PS-425 fuente de alimentación.***Fuente de alimentación**

Externo	12 VDC (de un adaptador de 110/220 VAC u otra fuente)
Interno	12 VDC (de batería interna)
Corriente	00 mA con luz de fondo encendida, 10 mA con luz de fondo apagada

Fuente: (Preston Pressure, 2017)

2.7.2. PS-525 / 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).

**Figura 19.** PS-525

Fuente: (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. 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).

a. Especificaciones del PS-525 Y PS-525A

Tabla 6

Especificaciones PS-525 velocidad del aire

Velocidad del aire digital

Rango	18 - 650 nudos, 34 -1204 KpH, 21 - 748 MpH, 0.00 - 1.00 Mach
Resolución	1 MpH, 1 KpH, 0.1 Knot o 0.01 Mach
Rango de temperatura	32 grados F a 120 grados F (0 C a 50 C)
Precisión del sensor	aproximadamente 0.03%

Fuente: (Preston Pressure, 2013)

Tabla 7
Especificaciones PS-525 altímetro

Altímetro digital

Rango de visualización	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)
Gama de la bomba de vacío	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)
Resolución	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.
Rango de temperatura	2 grados F a 120 grados F (0 C a 50 C)
Unidades de altitud	pies o metros
Precisión del sensor	aproximadamente 0.03%

Fuente: (Preston Pressure, 2013)

Tabla 8*Especificaciones PS-525 dimensiones y peso*

Dimensiones físicas	12.25 "D X 15" L X 9.75 "H (31x38x24.5 cm)
Peso	aproximadamente 20 lbs (9 Kg)

Fuente: (Preston Pressure, 2013)

Tabla 9*Especificaciones PS-525 Fuente de alimentación***Fuente de alimentación**

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

Fuente: (Preston Pressure, 2013)

Tabla 10*Especificaciones PS-525 otras características***Otras características**

Función de prueba de fugas	2 minutos seleccionables hasta 30 segundos
	VSI (indicador de velocidad vertical)

Fuente: (Preston Pressure, 2013)

b. 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).

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).

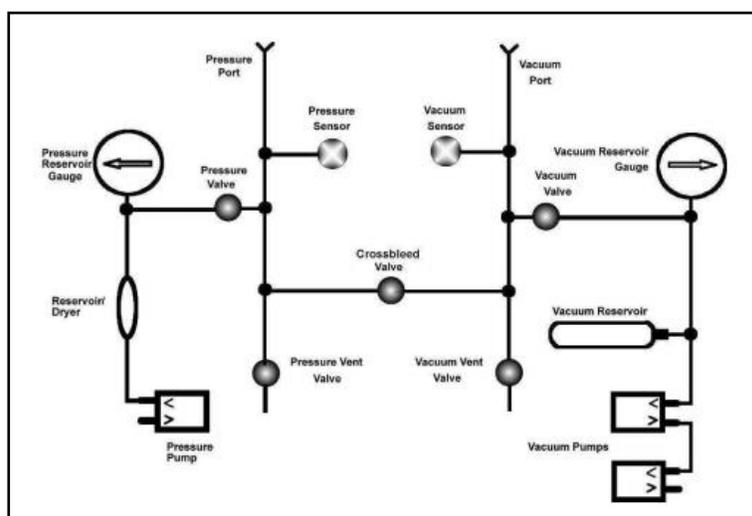


Figura 20. Diagrama neumático
Fuente: (Preston Pressure, 2013)

Cuando el operador desea simular una altitud, las válvulas de sangrado cruzado, de vacío y las 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. 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. 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. 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).

c. *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. 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. 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).

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 CD. Esto permite al operador cambiar entre los voltajes, dependiendo del tipo de codificador que se esté probando (Preston Pressure, 2013).

2.8. Operación del equipo

2.8.1. 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 (Preston Pressure, 2013).
- 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 (Preston Pressure, 2013).
- "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 (Preston Pressure, 2013).

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).

2.8.2. Preprueba

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 pulg. Hg.
4. Abra la válvula de control de vacío para hacer que la sección del altímetro aumente. 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).

2.8.3. 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 (Preston Pressure, 2013).
8. Abra suavemente la válvula de ventilación de presión para devolver la presión del pitot a la presión ambiente
(Preston Pressure, 2013).

2.8.4. Prueba del sistema estático de la aeronave

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 (Preston Pressure, 2013).

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 (Preston Pressure, 2013).
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 (Preston Pressure, 2013).
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 (Preston Pressure, 2013).
12. Vuelva a conectar la línea estática del indicador de velocidad y realice una prueba de verificación de fugas.

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).

2.9. Equipos de protección personal

Los equipos de protección personal (EPP) es el conjunto de equipos y dispositivos, diseñados específicamente para la protección del trabajador al realizar acciones durante su jornada laboral, contra accidentes y enfermedades que pudieran ser causadas por agentes o factores generados con motivo de sus actividades de trabajo y de la atención de emergencias. Es esencial saber que el equipo de protección personal debe ser la

última opción, es decir se deberá utilizar solamente en caso de que los riesgos no se puedan evitar o reducir lo suficientemente por los métodos o procedimientos de la organización de cada trabajo, por lo cual el equipo de protección personal se considera el último recurso de la cadena preventiva (CARRANZA, 2014).

Sin embargo, no solo se trata de usar el equipo de protección personal EPP, sino que debe ser a las medidas correspondientes de cada persona que las va a utilizar, es decir que sea de las mismas medidas de cada parte de su cuerpo, para que no exista incomodidad al momento de realizar sus actividades con él, es por eso que se debe considerar el peso y el volumen del EPP y no debe ocasionar pérdidas en las personas que lo utilizan, por ejemplo, capacidad respiratoria, visual y auditiva (CARRANZA, 2014).



Figura 21. Equipos de protección personal
Fuente: (CARRANZA, 2014)

2.9.1. Equipos para protección del rostro

a. *Gafas de seguridad*

este equipo debe ser utilizado para proteger los ojos (Rayos UV, polvo, micropartículas, viento, etc.), durante la realización de trabajos de operación y mantenimiento de partes, piezas, equipos y sistemas eléctricos, electromecánicos, en salas de baterías (Toma de muestras o mantenimiento), electrónicos, obras civiles,

mantenimiento de franjas de servidumbre en las Líneas de Transmisión al talar árboles, arbustos y realizar desbroces, entre otros (Corporación Eléctrica del Ecuador, 2017).



Figura 22. Gafas
Fuente: (3M, 2018)

2.9.2. Equipos de protección auditiva

a. *Tapones auditivos/orejeras*

Se utilizarán cuando exista peligro auditivo, y cuando en el ambiente exista una contaminación auditiva mayor a los decibelios permitidos al momento de manejar sierras mecánicas, esmeriles, pulidoras, taladros, mezcladoras, compactadoras, grúas, montacargas, motoniveladoras, y cualquier herramienta o máquina que genere ruido (Corporación Eléctrica del Ecuador, 2017).



Figura 23. Orejeras
Fuente: (3M, 2018)

2.9.3. Equipos de protección para las manos y los pies

a. **Guantes**

Se utilizarán en la manipulación de objetos peligrosos y realización de actividades o tareas mecánicas (Manipular herramientas, maquinaria o equipos, estructuras), químicas (Manejo de ácidos, bases, alcalinos, hidrocarburos, humos, polvos, aerosoles, materiales y sustancias corrosivas e irritantes), biológicas (Contacto con fluidos corporales, desechos orgánicos e inorgánicos, hongos, baterías sanitarias) y físicas (electricidad, temperatura) (Corporación Eléctrica del Ecuador, 2017).



Figura 22. Guantes
Fuente: (Alcacompany, 2018)

b. **Calzado**

Debe ser utilizado en la ejecución de actividades y áreas, donde sea necesario tener una protección en los pies del trabajador ante la exposición de riesgos: Mecánicos (Pinchazos, cortes, golpes, resbalones); químicos (Acción de productos o sustancias químicas, hidrocarburos, combustibles, polvos, lodos); biológicos (Animales, reptiles, insectos, desechos biológicos, hongos); físicos (humedad, electricidad) (Corporación Eléctrica del Ecuador, 2017).



Figura 25. Zapatos
Fuente: (Alcacompany, 2018)

2.9.4. Equipos de protección para pecho y espalda

a. *Chalecos reflectivos*

Se debe utilizar para facilitar la visibilidad y ubicación de los trabajadores en áreas con poca luminosidad. Se emplearán de forma obligatoria cuando se ejecuten actividades en: Patios y vías de subestaciones, bodegas, galpones, almacenes, líneas de transmisión a nivel de estructuras-fajas de servidumbres-accesos, vías y caminos en general (Corporación Eléctrica del Ecuador, 2017).



Figura 26. Chaleco
Fuente: (Alcacompany, 2018)

b. Ropa de seguridad industrial

Se debe utilizar de forma permanente y adicional al de los equipos de protección personal EPP en toda actividad de campo que pueda afectar a la integridad del trabajador como: Plataformas, hangares, escaleras, para que el trabajador tenga la protección complementaria ante los diversos riesgos existentes en el entorno laboral de su desenvolvimiento (Corporación Eléctrica del Ecuador, 2017).



Figura 27. Overol
Fuente: (Alcacompany, 2018)

CAPÍTULO III

DESARROLLO DEL TEMA

CAMPO: Tecnología en mecánica aeronáutica

ÁREA: Aviones.

TEMA: Inspección del sistema de alerta audible de velocidad acorde al manual de mantenimiento del avión escuela Hawker Siddeley 125-400.

BENEFICIARIO: Unidad de Gestión de Tecnologías de la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE.

COSTO: \$1600

3.1. Preliminar

Este trabajo de titulación se realizará en el avión escuela Hawker Siddeley 125-400 perteneciente a la Unidad de Gestión de Tecnologías UGT-ESPE. Esta aeronave se encuentra en el cantón Latacunga, en la parroquia Belisario Quevedo, en las instalaciones de la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPEL.

Este proyecto es desarrollado durante varias jornadas académicas dentro de las instalaciones de la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPEL, bajo la supervisión del tutor académico y utilizando los manuales respectivos para realizar la tarea de mantenimiento.

La información técnica recopilada para la realización del proyecto, nos señala pasos claves para realizar la inspección y verificación del sistema a ser revisado, lo que nos ayuda en un eficaz desarrollo del tema.

3.2. Recopilación de información técnica

Para poder realizar la inspección de la alerta audible del velocímetro, necesitamos la ayuda de información técnica, la cual la obtenemos en el CMM 34-11-0. Esta información es importante para la realización de tareas de mantenimiento.

3.3. Manual de Mantenimiento CMM 34-15-0

3.3.1. Sistema de alerta audible de velocidad – descripción

VER ANEXO C

a. General

El sistema audible de advertencia de velocidad consiste en una bocina de advertencia accionada eléctricamente que se activa mediante interruptores de velocidad mecánicos o, solo para fines de prueba, un interruptor de prueba.

Los interruptores de velocidad de aire son interruptores operados por presión que hacen un circuito eléctrico cuando se supera una velocidad preestablecida. Los contactos del interruptor rompen el circuito cuando la velocidad del aire cae por debajo del valor predeterminado de las cifras.

3.3.2. Sistema de alerta audible de velocidad – prácticas de mantenimiento

Pruebas de funcionamiento del sistema de alerta de velocidad

Equipo requerido

- Equipo de prueba de presión capaz de entregar hasta 5 lb / sq.in.
- Adaptador de cabezal de presión WIDS 3080.
- Equipo de prueba de succión capaz de entregar hasta 5 lb / sq.in.
- Adaptador de enchufe expansivo 25Y TS 129R / 2IA.

- Tapón de expansión en blanco, 25Y TS 129R / 23A.

Lectura de conversión

30000 pies, 3068.3 m.m. WG, 300.9 m.B, 8.89 pulg. Hg

1. Coloque el tapón de expansión en blanco en el respiradero No. 6 en la toma estática izquierda
2. Coloque adaptador de enchufe de expansión en el respiradero No. 6 de la toma estática derecha.
3. Ajuste el adaptador del cabezal de presión a la sonda pitot derecha, asegurándose de que los agujeros de drenaje estén completamente cubiertos
4. Conecte el banco de pruebas a los adaptadores de la sonda Pitot y toma estática.
5. Energice la barra colectora relevante.
6. Cierre la perrilla de aislamiento de presión del banco de pruebas.
7. Abra la perrilla de aislamiento de succión del banco de pruebas y la perrilla del adaptador de prueba.
8. Ajuste la llave de control de succión del banco de pruebas y ajuste lentamente la presión estática a 8.89 pulg. De Hg o equivalente.
9. Cierre la perrilla de control de succión del banco de pruebas y del adaptador.
10. Ajuste la llave de presión del banco de pruebas.
11. Abra la perrilla de control de presión y lentamente presurice las líneas de la sonda Pitot hasta que se obtenga el límite superior para la velocidad apropiada (ver Tabla 11); cierre la perrilla de control de presión.
12. Chequear que la alarma audible suene.

13. Ajuste el banco de pruebas para succión.
14. Libere lentamente la presión de prueba de la línea Pitot mediante la válvula de asilamiento de presión del banco de pruebas y observe que la alarma audible de advertencia cesa en el límite inferior para la velocidad apropiada (consulte la tabla 11)
15. Cierre la perrilla de aislamiento de presión del banco de pruebas
16. Abra la llave de aislamiento del adaptador de prueba y ventile lentamente el sistema completa a la atmosfera.
17. Retire el tapón de expansión en blanco y el adaptador de expansión de las tomas estáticas
18. Cierre la perrilla de aislamiento del banco de pruebas.

Tabla 11
Límites de velocidad

No. De parte del interruptor	Límites de velocidad			
	Ind. No.	Mach	nudos equivalentes	
	inferior	superior	inferior	superior
0439/KMB7C	.765	.775	289	293

Fuente: (Raytheon Aircraft, 2007)

3.4. Inspección de cañerías

VER ANEXO B

- I. Se procede a conectar las cañerías de presión dinámica del equipo con el acople de la sonda pitot, identificada con el color rojo, los cuales deben tener

adaptadores especiales, esto evitara que haya fuga en la conexión por su forma cónica en el inicio de la rosca y así no se despresurice el circuito.



Figura 28. Conexión de acople

- II. Con ayuda del banco de pruebas del sistema pitot y estático PS 525A, se realiza las pruebas de fugas de cañerías de la sonda pitot basándonos en el CMM 34-11-0, literal 3A, página 201-203, el cual nos dice que presurizamos con una velocidad simulada de 350 nudos.
- III. Se procede a encender la bomba de presión del equipo, suavemente abrimos la perrilla de liberación de presión para presurizar el circuito hasta llegar a los 350 nudos. Una vez alcanzado esta velocidad simulada, apagamos la bomba de presión manteniendo la presurización en el circuito.



Figura 23. Calibración del equipo

- IV. Una vez mantenida la presión requerida, se presiona el botón de chequeo de fugas en el equipo la cual despliega el tiempo de 60 segundos, el cual es el tiempo de duración de la prueba. Seguido se presiona la opción iniciar para que comience la prueba de fugas.



Figura 24. Prueba de fugas

- V. Pasado los 60 segundos que dura la prueba del equipo, se despliega que tiene una caída de 0 nudos en las cañerías de la sonda pitot, este resultado demuestra que en los 60 segundos que duro la prueba, no hubo fuga alguna en el circuito de presión dinámica.



Figura 25. Resultados de la prueba

- VI. Después, se procede con la conexión del equipo a la cañería de presión estática del equipo, identificada con el color azul, con la toma estática número 6, utilizando acoples específicos para evitar que haya fuga alguna.



Figura 26. Conexión estático

- VII. Con ayuda del banco de pruebas del sistema pitot y estático PS 525A, se realiza las pruebas de fugas de cañerías de la toma estática basándonos en el CMM 34-11-0, literal 3B, página 203-205, el cual nos dice que presurizamos con una presión negativa equivalente a 350 nudos.

- VIII. Se comienza por encender la bomba que genera vacío en el equipo, suavemente abrimos la válvula de liberación para que comience a generar una presión negativa en el sistema hasta que alcance una velocidad simulada de 350 nudos. Una vez alcanzada esta velocidad, Se procede a apagar la bomba de vacío.



Figura 27. Apagado de la bomba

- IX. Al momento que esté presurizado el sistema, aplastamos el botón de prueba de fugas, el cual presentará en la pantalla 60 segundos, que es la duración de la prueba. Seguido se procede a presionar el botón de iniciar prueba.



Figura 28. Prueba de estático

- X. Luego de los 60 segundos de duración que tiene las pruebas de fugas del equipo, nos presenta que tiene una pérdida de 0 nudos, los cuales demuestra que no hubo fuga durante la prueba.



Figura 29. Resultado de las pruebas

3.5. Pruebas de la alerta audible del velocímetro

- I. De acuerdo con el CMM 34-15-0, literal 2, página 201-203, Comenzamos conectando la aeronave a la unidad de potencia de tierra (GPU) la cual nos permitirá energizar la barra colectora relevante y así poder continuar con las pruebas de la aural.



Figura 30. Conexión a la GPU

- II. Luego de haber realizado las pruebas de fugas en las cañerías de la sonda pitot y tomas estáticas 6 con el equipo, con los mismos acoples, se comienza a realizar las pruebas del sistema.



Figura 31. Conexión de acoples

- III. Prendemos la unida de potencia de tierra, la cual nos permite energizar la aeronave y por ende la barra colectora relevante y así estarán activos el velocímetro, los interruptores de el velocímetro y numero match y la aural de alerta de velocidad.
- IV. Suavemente se abre la válvula de succión, para así presurizar las cañerías de la toma estática número 6 con presión negativa. Y poco a poco vamos incrementando la presión hasta llegar a una presión de 8,89 pulgadas de mercurio, las cuales son equivalentes a 30000 pies de altura.



Figura 32. Calibración altura

- V. Luego, se enciende el generador de presión del equipo, y despacio, comenzamos a abrir la válvula para así presurizar lentamente las cañerías de la sonda pitot hasta llegar a una velocidad de 293 nudos, la cual podemos ver en la tabla 11.



Figura 33. Calibración velocidad

- VI. Al momento que llegue a los 293 nudos, en ese instante se chequea que la aural suene ya que, según la tabla 11, esta velocidad a 30000 pies de altura es el límite superior de velocidad de la aeronave.
- VII. Se libera lentamente la presión del banco de pruebas de la cañería de la sonda Pitot mediante la válvula de ventilación de presión del banco de pruebas y observamos que la alarma audible de advertencia cesa en el límite inferior para la velocidad apropiada.
- VIII. Luego de haber notado de que cesa la aural de alerta, se despresuriza suavemente las cañerías tanto de la sonda pitot como la de la toma estática al ambiente abriendo la perrilla de ventilación. Seguido desconectamos la aeronave del banco de pruebas, desenergizamos la aeronave, volvemos a conectar las cañerías a los instrumentos, cerramos el panel de instrumentos finalizando se realiza una limpieza del área ocupada.

CAPITULO IV

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

4.1. Conclusiones

- Se aplicó de forma adecuada los pasos a seguir prescritos en el manual de mantenimiento del avión escuela Hawker Siddeley 125-400, y el manual del banco de pruebas de succión y presión PS-525A, al igual de conocimientos adquiridos durante el periodo de estudio dentro de la Unidad de Gestión de Tecnologías UGT-ESPE.
- En la búsqueda de un equipo que cumpla con los requerimientos para las pruebas del sistema pitot y estático, nos encontramos que el banco de pruebas Preston Pressure PS-525A tiene la capacidad de realizar las pruebas prescritas en el manual de mantenimiento, siendo este banco de pruebas el elegido para realizar las pruebas de la alerta audible de emergencia del velocímetro.
- Con ayuda del manual de mantenimiento del avión escuela Hawker Siddeley 125-400, y el banco de pruebas de succión y presión PS-525A se logró un chequeo exitoso del sistema, dándonos resultados satisfactorios del funcionamiento de la alerta audible del velocímetro.

4.2. Recomendaciones

- Teniendo en cuenta lo aprendido durante el periodo de estudio en la unidad de gestión de tecnologías, es importante la utilización de documentación técnica adecuada, ya que ninguna aeronave es igual a otra y por ende los manuales de mantenimiento cambian.
- Es necesario tener a una persona autorizada al momento de manipular los equipos y realizar un manejo cuidadoso, ya que estos a base de un mal empleo o mala manipulación, pueden resultar perjudicados tanto en la parte física externa o la calibración del equipo.
- Para realizar una impecable tarea de mantenimiento se necesita de la herramienta precisa para el trabajo prescrito, ya que, por un pequeño error, existiría fuga en la presurización del sistema, y gracias a esto existe un error en la lectura de la marcación del instrumento, por lo que es necesario la adquisición de los acoples para la sonda pitot y tomas estáticas.

GLOSARIO

A

Aeronave: Maquina o vehículo capaz de sustentarse en el aire con o sin motor.

Altitud: Distancia vertical medida entre la aeronave y el nivel del mar.

B

Brújula: Mecanismo imantado el cual señala el norte magnético terrestre.

H

Horizonte artificial: Instrumento perteneciente a los instrumentos de vuelo de la aeronave, cuyo propósito es emular la orientación de la aeronave con el horizonte terrestre.

I

Inspección: Examinar con suma atención un área, componente o sistema de la aeronave, con el fin de encontrar o descartar fallos, daños y desperfectos.

M

Mantenimiento: trabajos requeridos para resolver desperfectos, daños o fallos en sistemas o componentes de la aeronave.

N

Nudos: un nudo es una unidad de medida de velocidad que generalmente es utilizada para medir la velocidad de la aeronave. Es equivalente a 1.852 kilómetros por hora

Número Mach: es una medida de velocidad o número adimensional comprendido en la diferencia entre la velocidad del sonido que es de 1235,52 kilómetros por hora a 20 grados calcios y con 50% de humedad a nivel del mar (puede variar según varíen los datos anteriores) con la velocidad de la aeronave.

P

Pies: medida de distancia del sistema ingles cuyo equivalente en metros es 3.05 metros.

Piloto: persona quien tiene el control de la aeronave

Presión dinámica: es una presión generada por el aire de impacto

Presión estática: es una presión negativa generada por el aire alrededor del fuselaje de la aeronave.

S

Sonda pitot: Componente de la aeronave el cual es el encargado de capturar el aire de impacto.

T

Toma estática: Son puertos u orificios situados en zonas estratégicas de la aeronave, cuyo propósito es capturar la presión que se genera alrededor del fuselaje de la aeronave.

V

Válvula: Es un instrumento que se encarga de regular el paso de un fluido por un sistema y controlar su presión.

Velocímetro: Instrumento de la aeronave que censa la velocidad de la aeronave mediante datos de presión estática y dinámica

ABREVIATURAS

AC: Corriente alterna.

CMM: Manual de conformidad de mantenimiento.

DC: Corriente directa.

EPP: Equipo de protección personal.

K.p.H.: Kilómetros por hora.

lb/sq.in: libra pulgada cuadrada.

M.p.H: Millas por hora.

m.B: Mili bares.

m.m. WG: Milímetro columna de agua.

Pulg. Hg: Pulgada de mercurio.

VSI: indicador de velocidad vertical.

VCC: Voltaje con corriente directa o continua.

REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- 3M. (01 de 01 de 2018). *3M*. Recuperado el 12 de 07 de 2019, de https://www.3m.com.ec/3M/es_EC/epp-la/equipo-proteccion-personal/
- Airliners. (01 de 01 de 2019). *Airliners*. Recuperado el 17 de 03 de 2019, de <https://www.airliners.net/aircraft-data/hawker-siddeley-hs-125-123400600/242>
- Alcacompany. (01 de 01 de 2018). *Alcacompany s.a.c*. Recuperado el 12 de 07 de 2019, de http://alcacompany.com/producto/guante-multiflex-latex_peru/
- ARMENDÁRIZ, R. (26 de 01 de 2018). *TRANSPONDER 1200*. Recuperado el 23 de 04 de 2019, de <https://www.transponder1200.com/funciona-sistema-tubo-pitot-presion-estatica/>
- AviaciónD. (08 de 12 de 2017). *AviaciónD*. Recuperado el 23 de 04 de 2019, de <http://aviaciond.com/instrumentos-pitot-estatica/>
- CARRANZA, L. (24 de 12 de 2014). *Discaise*. Recuperado el 12 de 07 de 2019, de <http://blogseguridadindustrial.com/el-equipo-de-proteccion-personal-epp/>
- Corporación Eléctrica del Ecuador. (22 de 12 de 2017). *CELEC EP*. Recuperado el 12 de 07 de 2019, de https://www.celec.gob.ec/transelectric/images/stories/baners_home/LOTAIP_NEW/2017/12-2017/a3_Regulaciones%20y%20procedimientos/RESOURCES/Pro_provision%20EPP%20y%20RDT.pdf

E-FLY ACADEMY. (01 de 09 de 2014). *SlideShare*. Recuperado el 10 de 03 de 2019, de <https://es.slideshare.net/eflyacademy/instrumentos-de-vuelo-38570266>

F.A.A. (2018). *AVIATION MANTENAINCE TECHNICIAN HANDBOOK-AIRFRAME VOLUME 2*. U. S. DEPARTMENT OF TRANSPORTATION. Recuperado el 10 de 03 de 2019, de https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aircraft/media/amt_airframe_hb_vol_2.pdf

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

Preston Pressure. (2017). *PS-425 Pitot-Static/Air Data Tester* . Preston Pressure LLC.

Raytheon Aircraft. (2007). *Aircraft Maintenance Manual*. Wichita, Kansas, U.S.A: Raytheon Aircraft Company.

SAADE, J. (19 de 11 de 2014). *JASAAVIATION. AVIACIÓN PARA TODOS*. Recuperado el 10 de 03 de 2019, de <http://jasaaviation.blogspot.com/2014/06/instrumentos-basicos-de-un-avion.html>

SKYBRARY. (03 de 07 de 2016). *SKYBRARY*. Recuperado el 10 de 03 de 2019, de https://www.skybrary.aero/index.php/Air_Speed_Indicator

Wikipedia. (19 de 07 de 2019). *Wikipedia*. Recuperado el 23 de 07 de 2019, de https://es.wikipedia.org/wiki/Instrumentos_de_vuelo

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 **Guano González Steven Geovanny**.

En la ciudad de Latacunga a los 31 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