



ESPE

UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

UNIDAD DE GESTIÓN DE  TECNOLOGÍAS

DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN MOTORES

**MONOGRAFIA PREVIO A LA OBTENCIÓN DEL TITULO DE
TECNÓLOGO EN MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN MOTORES**

**TEMA: INSPECCIÓN DEL SISTEMA DE ADVERTENCIA DE ALTITUD
DE ACUERDO A LA DOCUMENTACIÓN TÉCNICA Y
PROCEDIMIENTOS APLICABLES A LAS TAREAS DE
MANTENIMIENTO DE LA AERONAVE HAWKER SIDDELEY 125-400
PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTION DE TECNOLOGIAS
ESPE**

AUTORA:

TUQUERRES CATUCUAMBA, LIRA VANNESA

DIRECTOR:

TLGO. ZURITA CAISAGUANO, JONATHAN RAPHAEL

LATACUNGA

2020



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN MOTORES

CERTIFICACIÓN

Certifico que el trabajo de titulación, ***“INSPECCIÓN DEL SISTEMA DE ADVERTENCIA DE ALTITUD DE ACUERDO A LA DOCUMENTACIÓN TÉCNICA Y PROCEDIMIENTOS APLICABLES A LAS TAREAS DE MANTENIMIENTO DE LA AERONAVE HAWKER SIDDELEY 125-400 PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTION DE TECNOLOGIAS –ESPE”***, fue realizado por la *señorita Túquerres Catucuamba Lira Vannesa*, 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 Fuerzas Armadas ESPE, razón por la cual me permito acreditar y autorizar para que lo sustente públicamente

Latacunga 30 de enero de 2020

TLGO. ZURITA CAISAGUANO, JONATHAN RAPHAEL
C.C.: 0503068660



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

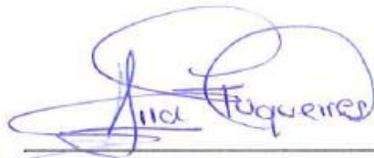
CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN MOTORES

AUTORIA DE RESPONSABILIDAD

Yo, **TÚQUERRES CATUCUAMBA LIRA VANNESA**, declaro que el contenido, ideas y criterios de la monografía: ***“Inspección Del Sistema De Advertencia De Altitud De Acuerdo A La Documentación Técnica Y Procedimientos Aplicables A Las Tareas De Mantenimiento De La Aeronave Hawker Siddeley 125-400 Perteneciente A La Unidad De Gestion De Tecnologías –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 30 de enero de 2020



TÚQUERRES CATUCUAMBA, LIRA VANNESA
C.C.: 1720621414

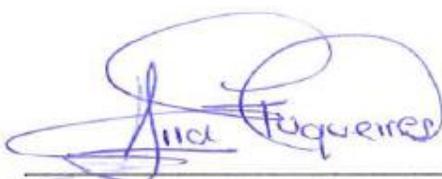


DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES
CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN AVIONES

AUTORIZACIÓN

Yo, ***Túquerres Catucuamba Lira Vannesa*** autorizo a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE publicar la monografía: ***“Inspección Del Sistema De Advertencia De Altitud De Acuerdo A La Documentación Técnica Y Procedimientos Aplicables A Las Tareas De Mantenimiento De La Aeronave Hawker Siddeley 125-400 Perteneciente A La Unidad De Gestion De Tecnologias –Espe”***: en el Repositorio Institucional, cuyo contenido, ideas y criterios son de mi responsabilidad

Latacunga 30 de enero de 2020



TÚQUERRES CATUCUAMBA, LIRA VANNESA
C.C.: 1720621414

DEDICATORIA

El presente proyecto de titulación va en honor a la persona que todo este tiempo ha estado a mi lado mi madre, gracias a su apoyo constante a pesar de sus dolores a pesar de su salud a estado para mí como amiga, compañera y confidente, que gracias a sus sabias palabras tuve la oportunidad de continuar con mis estudios a pesar de mi condición física, sus palabras de fuerza y aliento han hecho que llegue a estas instancias gracias madre. De la misma forma va dedicado a mis hermanos que también han contribuido con un granito de arena para culminar esta etapa de mi vida.

TÚQUERRES CATUCUAMBA LIRA VANNESA

AGRADECIMIENTO

Agradezco a Dios por haberme dado la oportunidad de seguir en este proceso tan difícil que la vida puso al frente de mí para saber sobrellevarla y alcanzar mis sueños. Agradezco a mi padre que a pesar de su carácter estuvo presente en el transcurso de este tiempo, a mi madre por escuchar mis alegrías y tristezas por ser el aporte más fundamental y enriquecedor en mi vida , a mis hermanos por regalarme siempre una sonrisa, y una voz de aliento para seguir mis estudios, a mis compañeros que compartieron su amistad y su convivir diario y en especial a mi amiga Dayana por ser parte de momentos únicos, de aventuras, vivencias que me han dado una experiencia de vida única durante el tiempo de estudio en la Universidad.

Por ultimo quiero agradecer a todas las personas que compartieron su vida en toda mi trayectoria estudiantil y han hecho posible la culminación de este proyecto de titulación.

TÚQUERRES CATUCUAMBA LIRA VANNESA

ÍNDICE DE CONTENIDOS

CARATÚLA

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 DE INVESTIGACIÓN

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.....	4

CAPÍTULO II

MARCO TEÓRICO

2.1	Historia del Avión Jet Hawker Siddeley HS 125-400 con matrícula XB-ILD.....	5
2.2	Información general del Avión Jet Hawker Siddeley HS-125	7
2.2.1	Evolución del Avión Jet Hawker Siddeley HS-125.....	7
2.2.2	Variantes de la aeronave Hawker Siddeley 125 - 400	8
2.2.3	Especificaciones del Avión Hawker Siddeley HS125-400	9
2.3	Sistema general de instrumentos de la aeronave.....	10
2.3.1	Instrumentos de vuelo.....	10
2.3.2	Instrumentos de navegación	11
2.4	Presión.....	12
2.4.1	Presión estática.....	12
2.4.2	Presión dinámica.....	13
2.5	Tubo pitot y tomas estáticas.....	13
2.6	Sistema de tubo pitot y tomas estáticas avión Hawkeer Siddely.....	15
2.7	Sistema de advertencia de altitud	17
2.7.1	General	17
2.8	Modos de operación sistema de advertencia de altitud	20
2.8.1	Tasa de descenso excesiva:.....	20

2.8.2	Tasa de acercamiento al terreno.....	21
2.8.3	Descenso después del despegue	22
2.8.4	Separación insuficiente con el terreno	22
2.8.5	Descenso por debajo del Glide Slope	23
2.8.6	Alerta situacional.....	24
2.8.7	Windshear	24
2.9	Equipos en las aeronaves para determinar la proximidad al terreno.	25
2.9.1	Radio altímetro.....	25
2.9.2	Velocidad de aire	26
2.9.3	Altímetro Barométrico	27
2.9.4	Actitud y sistema de aterrizaje por instrumentos.....	28
2.10	Equipo de prueba de pitot estático Preston Pressure PS -525 A.	29
2.10.1	Información General	29
2.10.2	Operación del equipo de prueba PS-525 A	37
2.10.3	Características del equipo de prueba Presston Pressure PS - 525 A.....	38
2.10.4	Prueba de sistema estático del equipo PS -525	39
2.10.5	Prueba del sistema de presión del equipo PS -525	40
2.10.6	Prueba del sistema Pitot de la aeronave acorde al equipo de prueba PS-525.	41

2.10.7 Prueba del sistema estático de la aeronave independientemente del sistema pitot.	42
2.10.8 Prueba del sistema pitot y estático de la aeronave simultáneamente.	43
2.10.9 Procedimientos de calibración del equipo de pruebas PS-525.	45
2.11 Prototipos de bancos de prueba para inspecciones del sistema de advertencia de altitud	46
2.11.1 Druck ADTS 505 Air data test set	46
2.11.2 DPS 350 Pitot – Static Test Set	47
2.11.3 Características generales de los bancos de prueba DPS 350 / ADTS 505 del sistema pitot y estático.....	49
2.12 Pruebas a realizarse en la aeronave Hawker Siddeley con el equipo de pitot y estático PS-525A	50
2.12.1 Chequeo de fugas del sistema pitot y sistema estático de la aeronave Hawker Siddely 125-400.	50
2.12.2 Chequeo del sistema altimétrico aeronave Hawker Siddely 125-400	51
2.12.3 Chequeo del sistema de advertencia de entrada en pérdida de la aeronave Hawker Siddely 125-400	52
2.12.4 Chequeo del sistema de alerta audible de velocidad la aeronave Hawker Siddely 125-400	54

CAPÍTULO III

DESARROLLO DEL TEMA

3.1	Preliminares	56
3.2	Medidas de seguridad.....	56
3.3	Equipos utilizados para el test en la aeronave Hawker Siddeley 125-400	57
3.4	Inspección del área de trabajo	57
3.5	Tarea de mantenimiento del sistema de advertencia de altitud de la aeronave Hawker Siddeley 125-400 acorde al manual de la aeronave.....	58
3.5.1	Descripción general	58
3.6	Test del sistema de advertencia de altitud acorde al manual de la aeronave.	59
3.6.1	Pasos a ejecutarse en el test de prueba.	59
3.7	Análisis de resultados	68
3.8	Análisis de costos	68
3.8.1	Costos primarios	68
3.8.2	Costos secundarios.....	69
3.8.3	Total costos.....	70

CAPÍTULO IV

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

4.1	Conclusiones.....	71
4.2	Recomendaciones	71

REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS 73

ANEXOS 77

ANEXO A Tarea de inspección avión Hawker Siddeley

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1.	Avión Hawker Siddeley HS 125-400 Fuente: (El universo, 2004).....	6
Figura 2.	Avión Hawker Siddeley HS 125-400 Fuente: (Mind, 2011).....	9
Figura 3.	Instrumentos de vuelo Fuente: (Federal Aviation Administration, 2018)....	11
Figura 4.	Instrumentos de navegación.....	12
Figura 5.	Diferencia entre altura y altitud Fuente: (Rodriguez M. , 2016).....	14
Figura 6.	Puertos de ventilación estáticos Fuente:	16
Figura 7.	Puertos frontales de ventilación estáticos Fuente:.....	17
Figura 8.	Radio altímetro Fuente: (Wikimedia, 2019).....	21
Figura 9.	Tasa de acercamiento al terreno Fuente: (Chavez, s.f.).....	21
Figura 10.	Descenso después del despegue Fuente: (Chavez, s.f.).....	22
Figura 11.	Separación insuficiente con el terreno fuente: (Chavez, s.f.).....	23
Figura 12.	Excesivo descenso de la aeronave Fuente: (Chavez, s.f.)	23
Figura 13.	Alerta situacional Fuente: (Chavez, s.f.)	24
Figura 14.	Vientos laterales Fuente: (Chavez, s.f.).....	25
Figura 15.	Radio altímetro Fuente: (quimrubau, 2009)	26
Figura 16.	Indicador de velocidad de aire Fuente: (marialerico, 2014)	27
Figura 17.	Altímetro Fuente: (Instrumentacion, s.f.).....	28
Figura 18.	Equipo PS 525 A	30
Figura 19.	Diagrama neumático Fuente: (Prestonpressure, 2013)	34
Figura 20.	Equipo Druck Adts 505 Fuente: (AvioTEq)	47
Figura 21.	Equipo DPS 350 Pitot Fuente: (AvionTEq, 2008)	48
Figura 22.	Panel de instrumentos	57
Figura 23.	Diagrama esquemático sistema pitot y estático fuente:.....	61
Figura 24.	Planta eléctrica	62
Figura 25.	Conexión a la aeronave	62
Figura 26.	Conexión equipo de prueba.....	63
Figura 27.	Puerto estático número 2.....	63
Figura 28.	Puerto estatic numero dos	64

Figura 29. Luz de advertencia de altitud	65
Figura 30. Aumento de succión	65
Figura 31. Aumento de succión	66
Figura 32. Luz apagada	66
Figura 33. Luz de advertencia operativa.....	67

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1	<i>Variantes aeronave Hawker Siddeley 125 – 400</i>	8
Tabla 2	<i>Datos físicos de la aeronave</i>	9
Tabla 3	<i>Características de equipo de prueba PS 525 A</i>	38
Tabla 4	<i>Comparación de equipos</i>	49
Tabla 5	<i>Lista de equipos</i>	57
Tabla 6	<i>Costos primarios</i>	69
Tabla 7	<i>Costos secundarios</i>	69
Tabla 8	<i>Total costos</i>	70

RESUMEN

La presente monografía de grado comprende la ejecución de la tarea de mantenimiento aplicable a la aeronave Hawker Siddeley 125-400 perteneciente a la Unidad de Gestión de Tecnologías ESPE, el cual consiste en la inspección del sistema de advertencia de altitud de la aeronave Hawker Siddeley, basada en la documentación técnica y procedimientos aplicables al manual de la aeronave, el cual comprende el sistema de navegación, e incluye la tarea de mantenimiento correspondiente a la sección 34-14-00. Para la ejecución de esta tarea de mantenimiento se implementó el equipo de pruebas Preston Pressure PS 525 A , para la realización del test de prueba del sistema pitot y estático de la aeronave, especialmente para el chequeo del sistema de advertencia de altitud que comprende los instrumentos de vuelo de la aeronave como el altímetro, este equipo proporcionara a los estudiantes de la Unidad de Gestión de Tecnologías ESPE, las herramientas y materiales necesarios que sean útiles para el mejor desempeño practico de quienes conforman la carrera de Mecánica Aeronáutica así también favoreciendo la formación y el desempeño en el ámbito laboral de los futuros técnicos de mantenimiento conjuntamente con el aporte de los señores docentes.

PALABRAS CLAVE:

- **AERONAVE HAWKER SIDDELEY 125-400**
- **AERONAVES - SISTEMA PITOT**
- **AERONAVES - SISTEMA ESTÁTICO**

ABSTRACT

This grade monograph includes the execution of the maintenance task applicable to the Hawker Siddeley 125-400 aircraft belonging to the ESPE Technology Management Unit, which consists of the inspection of the Hawker Siddeley aircraft altitude warning system, based on the technical documentation and procedures applicable to the aircraft manual, which includes the navigation system, and includes the maintenance task corresponding to section 34-14-00. For the execution of this maintenance task, the Preston Pressure PS 525 A test equipment was implemented, to perform the test test of the pitot and static system of the aircraft, especially for checking the altitude warning system comprising the instruments Aircraft flight as the altimeter, this team will provide the students of the Unit of Management of SPE Technologies, the necessary tools and materials that are useful for the best practical performance of those who make up the career of Aeronautical Mechanics as well as promoting training and the performance in the workplace of future maintenance technicians together with the contribution of the teachers

KEY WORDS:

- **APPLICABLE**
- **PITOT SYSTEMS**
- **STATIC SYSTEM**

CAPÍTULO I

PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA DE INVESTIGACIÓN

1.1 ANTECEDENTES

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

El Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico –ITSA, una Institución de Educación Superior, fue creada el 08 de noviembre de 1999 y reconocido por el CONESUP el 22 de septiembre del año 2000, desde aquel momento el Instituto brindó sus servicios educativos superiores a la juventud del país con carreras innovadoras y únicas, ofreciendo nuevos campos laborales en la industria aeronáutica.

La Unidad de Gestión de Tecnologías - ESPE está dotada de varios laboratorios, talleres totalmente equipados, y varios aviones escuela los cuales son adecuados para realizar 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 concordancia con la teoría, lo cual ayudará en el desarrollo e instrucción de los futuros Técnicos de Mantenimiento Aeronáutico.

1.2 PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

El desarrollo de este proyecto surge a partir de evidenciar la falta de equipos y herramientas necesarias que la Unidad de Gestión de Tecnologías –ESPE y los estudiantes requieren para poner en práctica los conocimientos tanto teóricos como prácticos, acerca de las tareas de mantenimiento requeridas por las aeronaves y en especial para desarrollar la inspección del sistema de advertencia de altitud de la aeronave Hawker Siddeley. Así logrando un aprendizaje satisfactorio por parte de los estudiantes.

Tomando en cuenta que la Unidad de Gestión de Tecnologías de la Universidad de las Fuerzas Armadas – ESPE debe estar equipada con la mejor tecnología en cuanto a equipos y herramientas referentes al campo aeronáutico, es necesario contar con dichos equipos, para que los alumnos tengan un aprendizaje satisfactorio y acorde a la ejecución de tareas de mantenimiento específicas y aplicables a la aeronave Hawker Siddeley, obteniendo así una mejor preparación en los estudiantes.

La implementación del equipo de prueba para la realización de la inspección del sistema de advertencia de altitud de la aeronave Hawker Siddeley, conseguirá que la Unidad de Gestión de Tecnologías - ESPE fortalezca el conocimiento de los futuros profesionales de la aviación; brindando así todas las posibilidades para que los estudiantes operen dichos sistemas, mejorando su destreza en las actividades de mantenimiento requeridas por la aeronave.

1.3 JUSTIFICACIÓN E IMPORTANCIA

Teniendo en cuenta que la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE – UGT es considerado uno de los mejores centros de aprendizaje referentes a la aviación a nivel nacional, y siendo este el centro de formación de todos los futuros tecnólogos aeronáuticos surge la iniciativa de la implementación de un equipo de pruebas para realizar la inspección del sistema de advertencia de altitud de la aeronave Hawker Siddeley el cual favorecerá a docentes y alumnos logrando demostrar su destreza práctica en tareas de mantenimiento.

Con el desarrollo del presente proyecto se obtendrá mayor desenvolvimiento y seguridad de los alumnos en cuanto a la ejecución de tareas de mantenimiento del avión Hawker Siddeley. Reforzando así el conocimiento teórico con la actividad práctica y el uso didáctico que facilitarán los equipos de prueba adquiridos, con esto satisfaciendo la perspectiva de la Unidad de Gestión de Tecnologías – ESPE y los futuros estudiantes de la carrera de mecánica aeronáutica.

La propuesta de implementación del equipo de pruebas del sistema de advertencia de altitud será usado en tareas de mantenimiento aplicables a las aeronaves, los resultados de esta actividad se verán reflejados en el correcto funcionamiento del sistema de advertencia de altitud del avión Hawker Siddeley, mejorando también el estado y las condiciones aceptables que especifica el manual de mantenimiento, resolviendo así inquietudes referentes al ámbito práctico por parte de los alumnos.

1.4 OBJETIVOS

1.4.1 Objetivo general

Inspeccionar el sistema de advertencia de altitud, de acuerdo a la documentación técnica y procedimientos aplicables a las tareas de mantenimiento de la aeronave Hawker Siddeley 125 - 400, perteneciente a la Unidad de Gestión de Tecnologías – ESPE.

1.4.2 Objetivos específicos

- Recopilar toda la información técnica referente a la realización de tareas de mantenimiento del sistema de advertencia de altitud del avión Hawker Siddeley 125-400.
- Implementar el equipo de pruebas Preston Pressure PS-525A necesario para la realización de tareas de mantenimiento del sistema de advertencia de altitud del avión Hawker Siddeley 125-400.
- Realizar la tarea de mantenimiento del sistema de advertencia de altitud de acuerdo al manual de mantenimiento del avión.

1.5 Alcance

Este proyecto logrará un resultado eficaz en el aprendizaje teórico y práctico en los estudiantes de la carrera de mecánica aeronáutica, debido a que utilizarán equipos modernos acorde al avance tecnológico en el campo aeronáutico; realizando así tareas de mantenimiento aceptables en los sistemas que conforma una aeronave.

CAPÍTULO II

MARCO TEÓRICO

2.1 Historia del Avión Jet Hawker Siddeley HS 125-400 con matrícula XB-ILD

El avión Hawker Siddeley HS 125-400 con matrícula XB-ILD fue propiedad del ex gobernador de Manabí Cesar Fernández en los años 1992 y 1996 la aeronave fue incautada a su propietario por presunto vínculo con el narcotráfico en el denominado operativo aniversario desarrollado por personal policial en la provincia de Manabí. Esta aeronave fue utilizada para transporte de personal de ex gobernador, esta aeronave cubría rutas de México a Ecuador ya que se comprobó que Fernández trabajaba para el cartel de narcotráfico de Sinaloa.

El avión después de su incautación permaneció en el hangar privado Aerofer propiedad de Cesar Fernández y a cargo del Consep (Consejo Nacional de Sustancias Estupefacientes y Psicotrópicas). El Consep como encargado judicial de sustancias o bienes en ese tiempo, decidió entregar en comodato la aeronave a la Fuerza Aérea Ecuatoriana (FAE).

En esas instancias la FAE realizó los trámites legales y las verificaciones técnicas de la aeronave para que pueda ser utilizada en misiones logísticas con autoridades civiles y militares y como ambulancia en caso de emergencia, pero solo podrán utilizarla una vez que sea recuperada legalmente y esté lista para volar, agregando también que los gastos le demandaran egresos a la FAE.

A pesar de todos los trámites realizados no pudieron recuperar legalmente la aeronave, ya que se encontraba en tierra, sin documentación técnica, y en condiciones mecánicas no aptas para su aeronavegabilidad.

El avión regresó a propiedad del Servicio de Gestión Inmobiliar del Sector Público-INMOBILIAR de la República del Ecuador y fue trasladado al Aeropuerto Internacional “Cotopaxi” específicamente al hangar de la DIAF (Dirección de Industria Aeronáutica de la Fuerza Aérea Ecuatoriana). Debido a que la aeronave se encontraba inoperativa y ocupaba espacio en el interior del hangar, fue trasladada a la plataforma militar del ALA DE TRANSPORTE N°11.

Mediante los trámites respectivos la Universidad de las Fuerzas Armadas-ESPE consiguió que INMOBILIAR donará la aeronave a la Unidad de Gestión de Tecnologías-ESPE para que sea utilizada como avión escuela para la institución (El universo, 2004).



Figura 1. Avión Hawker Siddeley HS 125-400
Fuente: (El universo, 2004)

2.2 Información general del Avión Jet Hawker Siddeley HS-125

El British Aerospace BAe 125 es un reactor ejecutivo bimotor de mediano tamaño, con nuevas variantes ahora comercializadas como el Hawker 800. Fue conocido como el Hawker Siddeley HS.125 hasta 1977, Es también utilizado por la RAF británica como entrenador de navegación conocido como Hawker Siddeley Dominie T1, y por la USAF como avión de calibración C-29 (Mason, 2019).

2.2.1 Evolución del Avión Jet Hawker Siddeley HS-125

En 1961 de Havilland comenzó a trabajar en un pequeño y revolucionario reactor ejecutivo conocido como DH.125 conocido como Jet Dragón. El primero de los dos prototipos voló el 13 de agosto de 1962 motorizados por los turborreactores Bristol Siddeley Viper. Esta aeronave ha experimentado muchos cambios de designación durante su vida activa, originalmente como DH 125, y fue rebautizado como HS 125 cuando de Havilland se convirtió en una división de Hawker Siddeley en 1963. Cuando Hawker Siddeley Aircraft se fusionó con British Aircraft Corporation para formar British Aerospace en 1977, el nombre fue cambiado al de BAe 125. Sin embargo, cuando British Aerospace vendió su división de reactores ejecutivos a Raytheon en 1993, el reactor adquirió el nombre de Raytheon Hawker.

Este prototipo de avión tiene fuselaje, alas y cola que eran hasta ese día totalmente ensamblados y parcialmente equipados los controles de vuelo primario y secundario en la planta británica de Airbus en Broughton, a las afueras de Chester, los sub ensamblajes se producían en Buckley, también de Airbus. Todos los componentes de ensamblaje

fueron entonces enviados a Wichita, Kansas en los Estados Unidos, para ser ensamblados en 1996 (Wikipedia, 2019).

2.2.2 Variantes de la aeronave Hawker Siddeley 125 - 400

Tabla 1

Variantes aeronave Hawker Siddeley 125 – 400

SERIES	PROTOTIPOS
DH.125 Series 1	Primera versión producida, 8 construidos
DH.125 Series 1A/1B	Mejorado con motores Bristol Siddeley Viper con 13,8 empuje cada uno
HS.125 Series 2	Entrenador de navegación para la RAF, conocido en s como el Dominie T.Mk.1 – motor Rolls Royce Viper 3
HS.125 Series 3	mejora de motores
HS.125 Series 400	mejora de motores
HS.125 Series 600	3 pies 1 pulgada (0,94 m) de ampliación de longitud incrementar la capacidad a los catorce pasajeros
HS.125 Series 700	Motores turbofan Honeywell TFE731-3RH con 16,6 empuje cada uno. Primer vuelo el 19 de junio de 1970
Hawker 800	BAe 125-800 tras 1993

Fuente: (Wikimedia, 2019)



Figura 2. Avión Hawker Siddeley HS 125-400
Fuente: (Mind, 2011)

2.2.3 Especificaciones del Avión Hawker Siddeley HS125-400

Tabla 2

Datos físicos de la aeronave

Fabricante	Hawker Siddeley
Modelo	HS.125 Series 400A
Año de construcción	1969
Tipo de aeronave	Multi - motor de ala fija
Numero de motores	2
Tipo de motores	Turborreactor
Fabricante y modelo de motor	Rolls Royce Viper 522 de 14,9 kN (3360 lb)
Rendimiento	Velocidad de crucero a larga distancia 724 km / h (390 kt), velocidad inicial de subida 4800 ft / min, rango con carga útil de 454 kg (1000 lb) y reservas 2835 km (990 nm).
Peso	Funcionamiento típico en vacío 5557 kg (12,260 lb), despegue máximo 10,569 kg (23,300 lb).
Dimensiones	Envergadura 14.32 m (47 ft), longitud 14.42 m (47 ft 5 in), altura 5.26 m (17 ft 3 in). Área del ala 32.8 m ² (353 ft ²).

CONTINÚA →

Capacidad	Tripulación de vuelo de 2 personas. Varias configuraciones interiores opcionales se ofrecen según la preferencia del cliente. Asientos máximos para cabina principal para 9 personas
------------------	---

Fuente: (Mind, 2011)

2.3 Sistema general de instrumentos de la aeronave

Existen tres tipos básicos de instrumentos clasificados por el trabajo que realiza. Estos instrumentos son básicos para el vuelo de una aeronave, ayudan a la verificación de presiones tanto estáticas como dinámicas y la verificación de la altitud y la velocidad de la aeronave evitando así daños irreparables en el ámbito aeronáutico.

2.3.1 Instrumentos de vuelo

Estos instrumentos son aquellos que controlan la actitud de vuelo de una aeronave entre ellos tenemos un horizonte artificial, coordinador de giro, indicador de velocidad vertical VSI, altímetro, e indicador de velocidad de aire ASI. Estos instrumentos se encuentran en el panel frontal de la aeronave directamente en frente del piloto y copiloto. Los instrumentos de vuelo analógicos son operados por presión de aire, esto evita el uso de electricidad lo que podría poner al piloto en una situación peligrosa si el avión pierde energía eléctrica. El desarrollo de técnicas de detección y visualización, combinado con sistemas eléctricos avanzados de aeronaves, ha hecho posible sistemas de instrumentos primarios y secundarios confiables que funcionan eléctricamente (Federal Aviation Administration, 2018).



Figura 3. Instrumentos de vuelo

Fuente: (Federal Aviation Administration, 2018)

2.3.2 Instrumentos de navegación

Los instrumentos de navegación son aquellos que aportan información utilizada por el piloto para guiar la aeronave a lo largo de un rumbo definido. Este grupo de instrumentos incluye una brújula o compas magnético, indicador de rumbo, buscador automático de direcciones (ADF), equipo de medición de distancia (DME), un indicador de desviación de curso (CDI), sistema de aterrizaje por instrumentos (ILS), estos instrumentos mencionados son aquellos que incorporan el uso de señales de radio para definir un rumbo específico mientras vuelan la aeronave en ruta de un aeropuerto a otro.



Figura 4. Instrumentos de navegación
Fuente: (Federal Aviation Administration, 2018)

Estos instrumentos son utilizados con presiones dinámicas y estáticas producidas por el aire de impacto o aire circundante en la superficie de una aeronave, estas presiones son acaparadas por el tubo pitot o por la toma estática ubicadas en el fuselaje de las aeronaves dependiendo de su diseño y fabricación.

2.4 Presión

La presión atmosférica se define como el peso del aire por unidad de superficie, es decir el peso del aire se ejerce no solamente de arriba sino por igual en todas las direcciones (Todo Aviación, s.f.).

2.4.1 Presión estática

Esta presión es la existente en la atmosfera la cual varía conforme a la altitud de un cuerpo que se encuentre en movimiento.

2.4.2 Presión dinámica

A esta presión se la conoce como presión de impacto la cual se crea al accionar un cuerpo en movimiento con respecto a una masa de aire. La cual puede ser mayor o menor dependiendo de la intensidad del choque.

2.5 Tubo pitot y tomas estáticas

Son aquellos instrumentos basados en las propiedades del aire los cuales miden presiones absolutas y diferenciales que de acuerdo a su instrumento debidamente calibrado en una aeronave nos entregan medidas en pies de altura o nudos de velocidad, entre los instrumentos tenemos al altímetro , anemómetro (ASI) y variómetro (VSI) los cuales utilizan presiones dinámicas estáticas o ambas.

El tubo pitot es aquel que está localizado bajo la ala de la aeronave o en otros casos en el fuselaje o dependiendo de la configuración del avión, es aquel que toma presión del aire de impacto mediante un orificio el cual debe estar libre de impurezas que produzcan obstrucción de datos hacia el indicador. Las tomas estáticas a diferencia del pitot son aquellas que reciben presión del aire circundante en la aeronave y están localizadas en el fuselaje estas son orificios plasmados en unas placas de aluminio en la piel del avión.

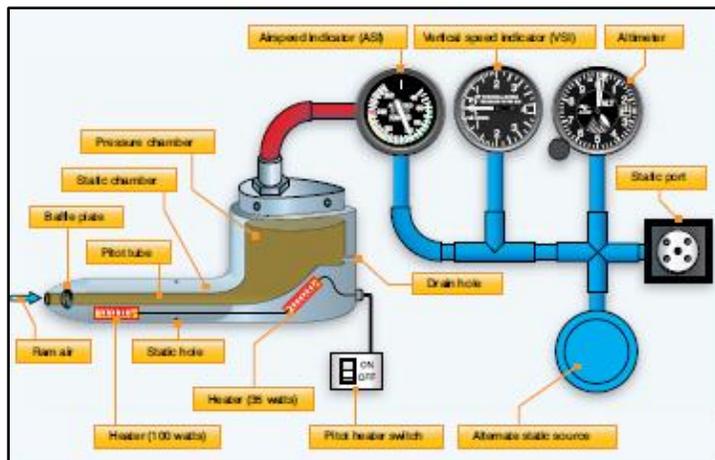


Figura 5. Toma estático y dinámica
Fuente: (Federal Aviation Administration, 2018)

- **Altura**

Es la distancia existente entre una aeronave por encima de una superficie predeterminada o terreno debajo de una aeronave.

- **Altitud**

Es la distancia existente de una aeronave en vuelo con relación al nivel del mar.

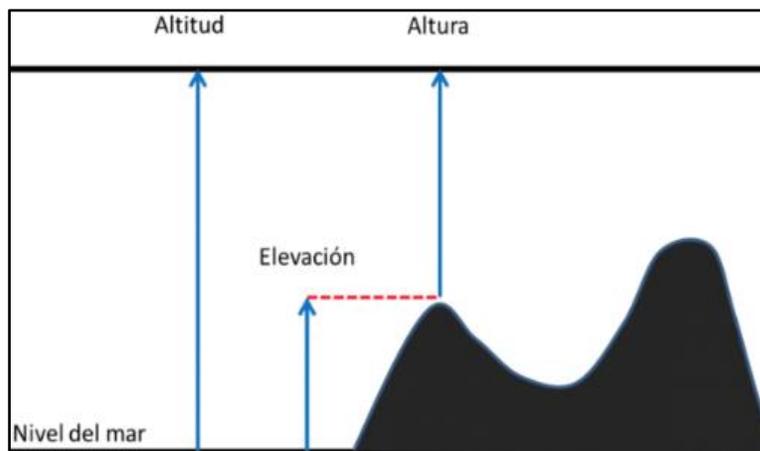


Figura 6. Diferencia entre altura y altitud
Fuente: (Rodríguez, 2016)

2.6 Sistema de tubo pitot y tomas estáticas avión Hawkeer Siddely

El sistema de tubo pitot es utilizado por los instrumentos de vuelo accionados a presión entre ellos el velocímetro, altímetro y variometro, este sistema consta de los cabezas de tubo pitot las cuales son ubicadas una a cada lado de la nariz del fuselaje y proporcionan suministros de presión independiente de la siguiente manera:

- **Cabeza de pitot izquierdo:** se encuentra el indicador de velocidad de aire izquierdo/ combinado de numero mach
- **Cabeza de pitot derecho:** se encuentra el indicador de velocidad de aire derecho, detectores de pérdida, numero mach, interruptores de presión de velocidad de aire, interruptor de velocidad de bocina de advertencia y conexiones de equipos adicionales.

Ambas cabezas de pitot y los mástiles por los cuales están unidos al fuselaje son calentados eléctricamente, y constan también de drenajes de agua ubicados en la parte posterior de cada cabeza de pitot.

Este sistema cuenta también con cuatro placas de ventilación estáticas respectivamente las cuales están montadas dos a cada lado del fuselaje y cuentan con cuatro respiraderos estáticos en cada placa posterior y dos en cada placa frontal, estas seis fuentes estáticas suministran lo siguiente.

- **Puerto estático 1:** altímetro izquierdo, numero mach.
- **Puerto estático 2:** altímetro derecho, detector de pérdida, interruptor de presión de numero mach, interruptor de presión FL100, y conexiones de equipos adicionales.

- **Puerto estático 3:** indicador de velocidad vertical izquierdo
- **Puerto estático 4:** indicador de velocidad vertical derecho cuando esté instalado y el indicador de presión diferencial en cabina
- **Puerto estático 5:** indicador de velocidad de aire izquierdo o velocidad combinada de numero mach
- **Puerto estático 6:** indicador de velocidad de aire derecho o combinado de numero mach, interruptor de presión de velocidad de aire, detectores de perdida, e interruptores de velocidad de bocina de advertencia. Los drenajes están ubicados en las líneas estáticas 2, 4 y 6.

El sistema también cuenta con dos tomas estáticas adicionales ubicadas una en cada ala de la aeronave las cuales proporcionan presión de ventilación de perdida. (manual de mantenimiento de la aeronave, 1978)

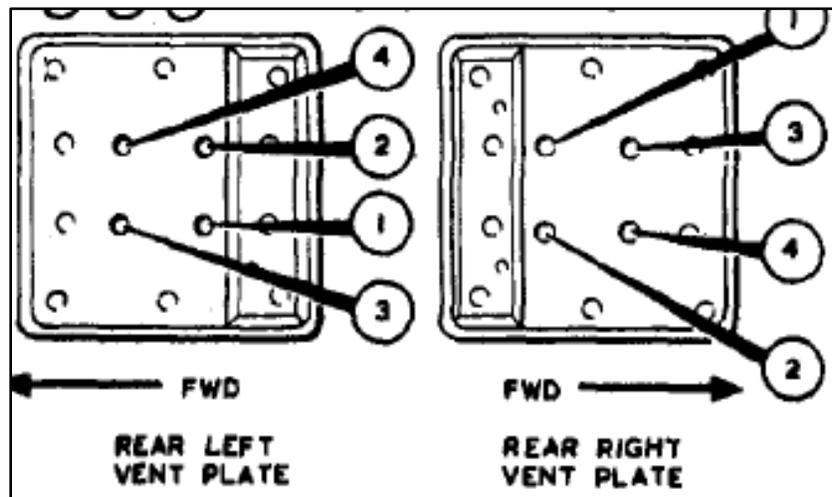


Figura 7. Puertos de ventilación estáticos
Fuente: (manual de mantenimiento de la aeronave, 1978)

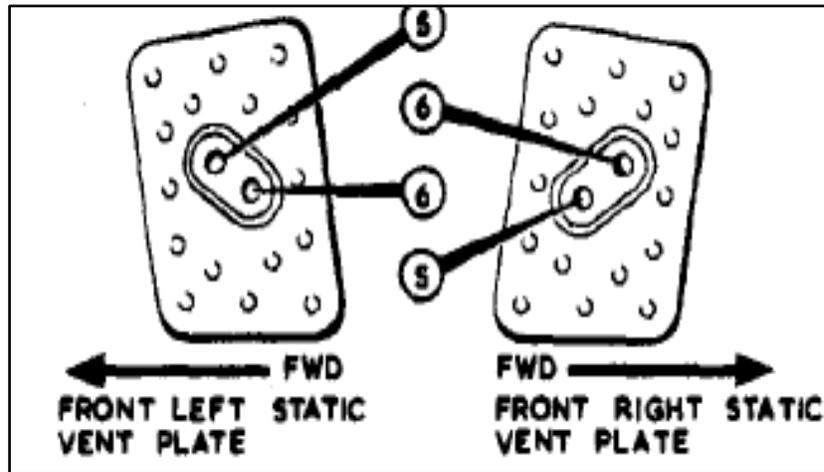


Figura 8. Puertos frontales de ventilación estáticos
Fuente: (manual de mantenimiento de la aeronave, 1978)

2.7 Sistema de advertencia de altitud

2.7.1 General

Este sistema surgió en primera instancia a partir de alertas a la tripulación de vuelo sobre peligros debidos al CFIT, vuelo controlado en el terreno, su causa inicial ocurría bajo completo control de la tripulación y en condiciones aeronavegables colisiona contra superficies de forma inesperada.

Algunas causas que alteran a la tripulación y que pueden atribuir a percances originados por el CFIT son:

- Condiciones climáticas extremas
- Limitaciones de aproximación
- Problemas de fraseología estándar
- Fatiga (Aljure, 2017).

Posteriormente gracias a los avances de la tecnología se dio a conocer el primer Sistema de alerta de proximidad al terreno o Ground Proximity Warning Systems (GPWS, por sus siglas en ingles), por el ingeniero e inventor Charles Donald Bateman. Proporcionando un sistema mejorado de alerta de proximidad al suelo, diseñado para alertar a los pilotos si su avión está en peligro inmediato de chocar con el suelo o cualquier obstáculo tomando datos del sistema de radio altímetro (Morales , 2019).

Este sistema se considera más útil en la aeronáutica mundial actual. Ya que es bastante conocida la alarma tradicional de un GPWS, que alerta a los pilotos para que asciendan su aeronave. Esta alarma se combina con otras que dan a la tripulación una imagen de lo que ocurre o requieren hacer para evitar un accidente (Morales , 2019).

El GPWS se convirtió en su momento en un equipo obligatorio para muchos aviones en el mundo. Debido a que en 1974 la Administración Federal de Aviación (FAA), requirió que los operadores de aviones de turbina de gran tamaño instalarán por norma general este equipo (Morales , 2019).

Con los años la norma se fue extendiendo para abarcar aeronaves de menor tamaño, y el GPWS por sí mismo ha sido facilitador en muchas situaciones de emergencia en las que la tripulación no tiene consciencia total de los obstáculos o del terreno fuera de la aeronave, ya sea por condiciones de baja visibilidad meteorológica, vuelo nocturno u otros (Morales , 2019).

El sistema utiliza equipos existentes en la aeronave para determinar la proximidad al terreno y si se trata de una situación potencialmente peligrosa, básicamente:

- radio altímetro
- velocidad del aire
- altímetro
- actitud y sistema de aterrizaje por instrumentos

Según Bateman en su patente para el GPWS se lee:

Con el fin de proveer de efectividad adicional a un sistema de alerta de proximidad al terreno durante una aproximación al aterrizaje, la señal del punto de referencia de un sistema de navegación de área es utilizada en combinación con una señal de altitud sobre el terreno para calcular una altitud mínima por cada punto a lo largo de la aproximación del avión a la pista. La altitud mínima es comparada con la altitud de vuelo del avión y, si está por debajo de los mínimos, una alarma se activará (Morales , 2019).

Sin embargo, el sistema presenta algunos inconvenientes que han sido mejorados con el paso de los años. Hoy en día el GPWS hace parte de un sistema denominado "Terrain Avoidance and Warning System" (TAWS, por sus siglas en inglés) (Morales , 2019).

El TAWS se refiere a todo sistema que permita a la tripulación tener un conocimiento del terreno por el que vuelan o van a volar, dándoles indicaciones en alarmas sonoras, de visión o indicaciones, sobre si su trayectoria se cruza con un obstáculo o si se acercan de manera peligrosa al terreno (Morales , 2019).

Hoy en día el sistema mejorado de advertencia de proximidad al terreno o Enhanced Ground Proximity Warning Systems (EGPWS, por sus siglas en inglés), es una mejora del GPWS original que entra dentro de las TAWS. El EGPWS se apoya en la mejora tecnológica, con mapas y su instalación en las computadoras de vuelo de la aeronave para proveer de información y alertas a la tripulación (Morales , 2019).

Según la RDAC 91 Reglas de Vuelo y Operación general capítulo D parte 2 párrafo 91.2240

Todos los aviones con motores de turbina, con un peso máximo certificado de despegue de más de 5 700 kg o autorizados a transportar más de nueve pasajeros, deben estar equipados con un sistema de advertencia de la proximidad del terreno (GPWS) que tenga una función frontal de evitación del impacto contra el terreno y que cumpla por lo menos los requerimientos para equipos Clase B (TAWS Clase B) (Civil D. G., 2015).

2.8 Modos de operación sistema de advertencia de altitud

2.8.1 Tasa de descenso excesiva:

Esta indicación inicia aproximadamente a los 2500 pies de altitud, este modo alerta sobre régimen de descenso excesivo utilizando datos de radio altímetro los cuales muestran la altura existente entre la aeronave y el terreno que sobrevuela (Fuentes Chávez, 2018).



Figura 9. Radio altímetro
Fuente: (Wikimedia, 2019)

2.8.2 Tasa de acercamiento al terreno

Este modo proporciona alertas /advertencias ayudando a prevenir que la aeronave impacte el terreno cuando este se aproxima demasiado rápido con respecto a la aeronave, Si la separación continua o disminuye, se activa la alarma audible. La alerta cesa cuando la separación del terreno es de 3000 ft (Fuentes Chávez, 2018).

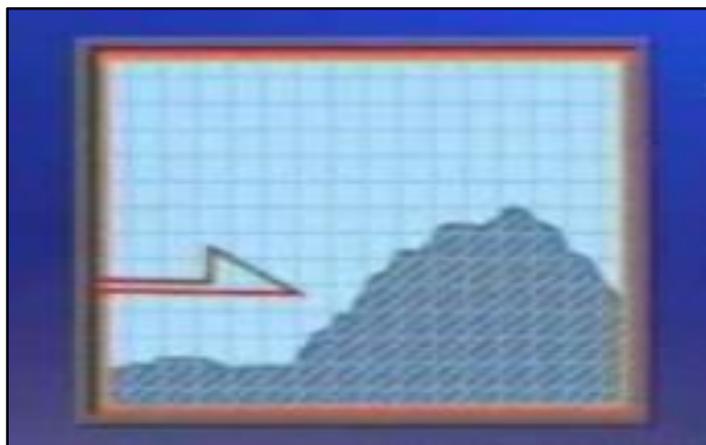


Figura 10. Tasa de acercamiento al terreno
Fuente: (Fuentes Chávez, 2018)

2.8.3 Descenso después del despegue

Este modo proporciona alertas por la pérdida de altitud después del despegue utilizando información altimétrica y de configuración para reconocer la situación del despegue y alerta si la diferencia entre la altitud barométrica y la máxima obtenida es mayor a 10%, se desactiva automáticamente a los 1000 ft (Fuentes Chávez, 2018).



Figura 11. Descenso después del despegue
Fuente: (Fuentes Chávez, 2018)

2.8.4 Separación insuficiente con el terreno

Este modo suministra las alertas cuando la aeronave tiene insuficiente altitud con respecto al terreno, relacionada con la fase del vuelo, velocidad y en varias etapas de vuelo (Fuentes Chávez, 2018):

- Despegue, ascenso, crucero y descenso.
- Aproximación
- Aterrizaje

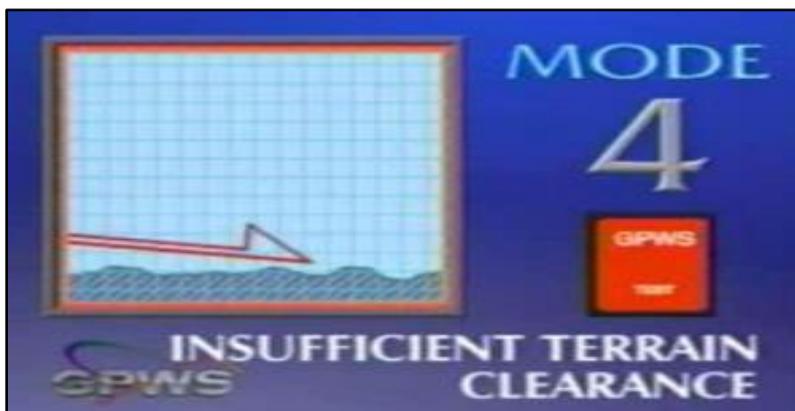


Figura 12. Separación insuficiente con el terreno
Fuente: (Fuentes Chávez, 2018)

2.8.5 Descenso por debajo del Glide Slope

Proporciona alertas cuando hay una desviación muy por debajo de la senda de planeo de la aeronave, asegurando la separación del terreno y los obstáculos por este razón cuando la aeronave se desvíe sonara una alarma de Glide Slope, esta alarma se podrá desactivar para el caso de aterrizajes visuales o condiciones especiales (Fuentes Chávez, 2018).

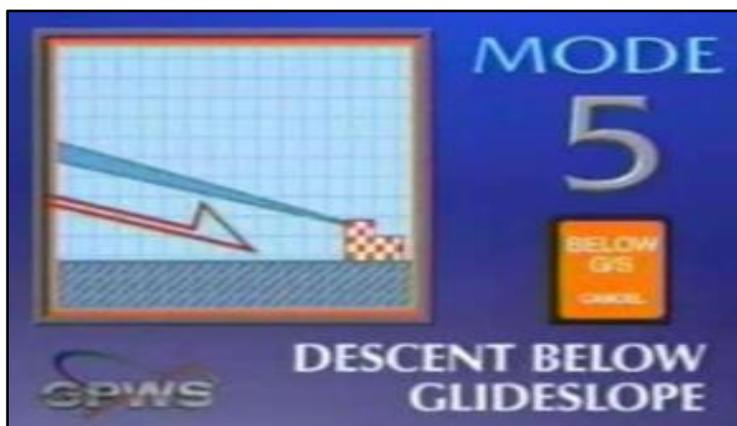


Figura 13. Excesivo descenso de la aeronave
Fuente: (Fuentes Chávez, 2018)

2.8.6 Alerta situacional

Informa a la tripulación sobre situaciones puntuales (Fuentes Chávez, 2018).

- Altura de decisión / mínimos
- Call – out de altitud
- Ángulos de alabeo

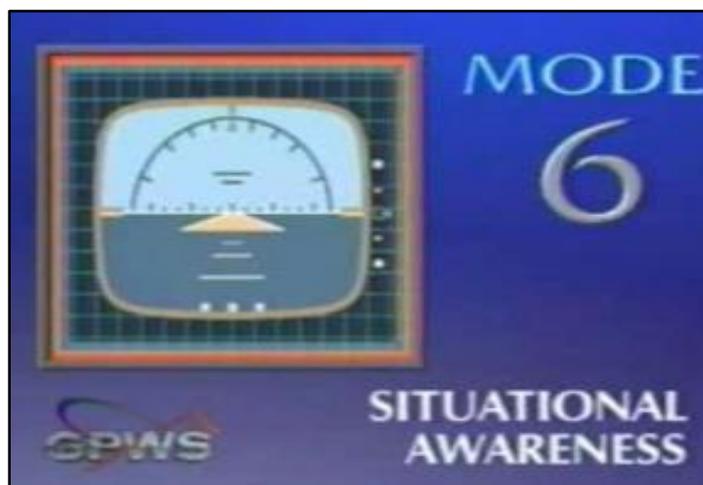


Figura 14. Alerta situacional
Fuente: (Fuentes Chávez, 2018)

2.8.7 Windshear

Advierte de vientos laterales que podrían poner en peligro el rumbo. Para su detección, el sistema procesa varios datos (Fuentes Chávez, 2018):

- Velocidad del aire
- Radio altímetro
- Altímetro barométrico
- Angulo de ataque
- Aceleración vertical y longitudinal
- Datos de performance del avión

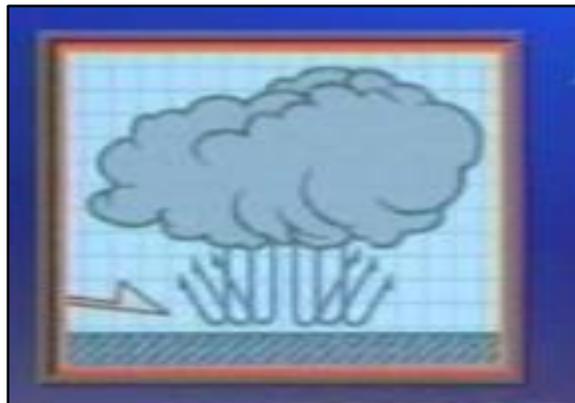


Figura 15. Vientos laterales
Fuente: (Fuentes Chávez, 2018)

2.9 Equipos en las aeronaves para determinar la proximidad al terreno.

2.9.1 Radio altímetro.

Es un instrumento cuya misión es medir la altura de una aeronave sobre el suelo, con una alta precisión. Este tipo de altímetro muestra la distancia existente entre la aeronave y la superficie directamente debajo de ella. A parte proporciona una señal a las pantallas (suministra la información del Above Ground Level - AGL), el radio altímetro realiza otras dos funciones muy cruciales (Ventura Guevara, 2013).

- Suministra información al sistema de vuelo automático que se usa en los aterrizajes automáticos (ILS).
- Suministra información de altura y cambios de altura al Ground Proximity Warning System (GPWS).

El radio altímetro utiliza un radar para emitir pulsos de ondas hacia el suelo. Estas ondas rebotan en la superficie y regresan a la aeronave, calculando está el tiempo que ha transcurrido la señal en los trayectos. Ya que la velocidad de la señal y el tiempo transcurrido entre su emisión y recepción son conocidos y se puede clacular la altura relativa a la que se encuentra la aeronave (Ventura Guevara, 2013).

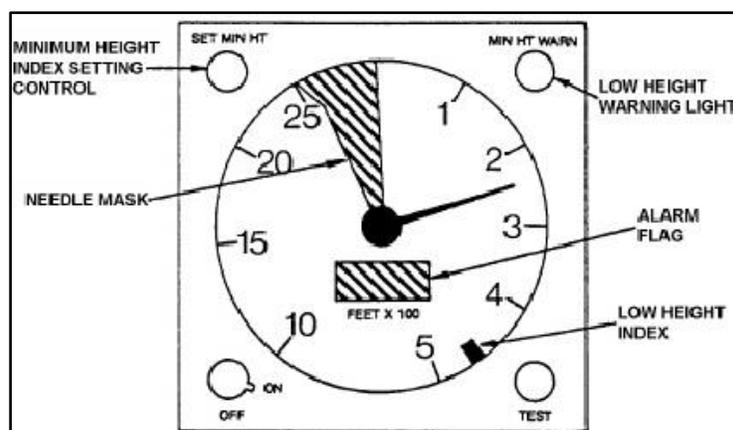


Figura 16. Radio altímetro

Fuente: (quimrubau, 2009)

2.9.2 Velocidad de aire

El dispositivo que se utiliza de forma única, como instrumento primario para medir la velocidad en los aviones es el Tubo Pitot. Este aparato no es más que un tubo que está orientado hacia la corriente de aire en un avión, hacia delante y que en función de la velocidad de esta corriente de aire recibe más o menos presión sobre sí transmitiendo esta información hacia un instrumento en cabina llamado anemómetro, este es un instrumento que mide la velocidad del avión con respecto al aire en que se mueve e indica en millas terrestres por hora (m.p.h) o nudos (knots), lo que en principio quiere decir una mayor o menor velocidad en relación al suelo (Rodríguez, 2012).



Figura 17. Indicador de velocidad de aire
Fuente: (marialerico, 2014)

2.9.3 Altimetro Barométrico

Este tipo de instrumento mide la presión atmosférica existente en que el avión se encuentra y presenta esa medición traducida en altitud, esta medición es a través de las tomas estáticas de la aeronave, su principio de funcionamiento está basado en la variación de presión debido a la altura, el instrumento incluye un sistema mecánico que transforma la indicación de presión en altura normalmente en pies. La presión atmosférica existente en el medio ambiente decrece a razón que la altura sobre la tierra incrementa (Delgado, 2015).

La elevación a la que se manifiesta una presión individual se ve alterada según las condiciones atmosféricas, estas variaciones son conducidas a una cámara hermética donde se encuentra alojado una capsula aneroide que se expande ase correr a mayor o menor presión moviendo así a través de varillas y engranajes la escala de referencia (Delgado, 2015).



Figura 18. Altimetro

Fuente: (Instrumentación, s.f.)

2.9.4 Actitud y sistema de aterrizaje por instrumentos

Es un sistema de radio ayudas que permite que una aeronave sea guiado durante la fase de aproximación y aterrizaje, este sistema es conocido también como un sistema de aproximación de precisión ya que al final de la aproximación deja a la aeronave mucho más cerca de la pista (Hispanaviacion, 2012).

El sistema de aterrizaje por instrumentos está compuesto por el equipo en tierra que emite las señales y del equipo a bordo del avión que las procesa y las muestra al comandante en un instrumento para poder navegar. Usualmente un ILS ayuda al piloto hasta una altura de 200 pies sobre el terreno donde tiene que obtener referencias visuales para poder aterrizar (Hispanaviacion, 2012).

El sistema de aterrizaje por instrumentos tiene distintas categorías dependiendo de los requisitos de visibilidad y el techo de nubes. Cuanto menor es el requisito meteorológico (techo de nubes bajo o menor visibilidad) mayor precisión se necesita y se le nombra con

una mayor categoría. Las categorías se clasifican en CAT I, II Y III. Dentro de la categoría III encontramos tres subdivisiones A, B y C siendo esta ultima la de menor precisión ya que permite aterrizar con 0 metros de visibilidad y con el techo de nubes pegado al suelo (Hisaviacion, 2012).

2.10 Equipo de prueba de pitot estático Preston Pressure PS -525 A.

2.10.1 Información General

a. Descripción

La caja de prueba Pitot-static de PS-525 / PS-525A Air Data es un test de pantalla digital utilizado para probar altímetros de aeronaves, indicadores de velocidad del aire, sistemas pitot-estáticos y otros dispositivos de vacío y baja presión. Este equipo de prueba incorpora tecnología de sensor de transductor que es en gran medida inmune a las fallas y reparaciones costosas asociadas con instrumentos analógicos (Prestonpressure, 2013).

El PS-525 funciona con baterías y es portátil. Las fuentes de vacío y presión se derivan de bombas internas independientes, y cada una tiene su propio depósito, lo que elimina la complejidad y el mantenimiento de una válvula selectora de presión o vacío adicional. El test puede simular presión y vacío adecuados hasta 50K pies para los modelos PS-525 A y 650 nudos (Prestonpressure, 2013).

El PS-525 mide la 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, incluyendo in Hg, milibares, mm Hg y Psia. El equipo 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 desde el código gris o RS232 (Prestonpressure, 2013).



Figura 19. Equipo PS 525 A

b. Fuente de alimentación

La fuente de alimentación del equipo consta de un transformador externo con una salida de 24 voltios DC. Este suministro está enchufado en el conector redondo en el lado izquierdo del equipo. Este equipo cuenta con un transformador el cual carga las dos baterías de plomo ácido de celda de gel de 12 voltios que están ubicadas internamente en el equipo, estas baterías permiten que el equipo de prueba se use de manera portátil, sin necesidad de energía externa mientras el equipo está en funcionamiento (Prestonpressure, 2013).

El PS-525 incorpora un circuito de carga lenta que mantendrá las baterías a un voltaje óptimo si a este se lo deja cargando continuamente, no se sobrecargará. También este equipo de pruebas consta de un circuito de monitoreo de batería este circuito tiene la función de desconectar la alimentación si el voltaje de las baterías cae por debajo de los 18 voltios DC, El propósito de este circuito es proteger las baterías de descargas excesivas, la duración de carga utilizable de las baterías varía de acuerdo al tiempo que permanezca encendidas las bombas de vacío y presión del equipo pero para obtener máxima durabilidad de la carga así como también proteger la vida útil de sus componentes se recomienda dejar encendida solo durante el tiempo necesario de prueba (Prestonpressure, 2013)

c. Componentes del panel frontal del equipo

- **Bombas de vacío y presión**

Este equipo consta de dos bombas de vacío y una sola bomba de presión la cual es suficiente para lograr la presión requerida en las pruebas normales, mientras que las bombas de vacío se encuentran conectadas en serie para lograr el nivel de vacío requerido para las pruebas de gran altitud. (Prestonpressure, 2013)

- **Sensores de presión**

Los sensores utilizados en este equipo de pruebas son sensores de transductor los cuales envían señales digitales al microprocesador de la velocidad de aire donde se resta matemáticamente de la presión del pitot, dando así el valor de presión diferencial (Prestonpressure, 2013).

d. Mandos del altímetro del panel frontal

d.1. Funcionamiento

- El mando UNITS es usado para definir las diferentes unidades de medida disponibles de la sección de vacío medidas como pies de altitud, metros de altitud milibares, milímetros de mercurio, pulgadas de mercurio y libras por pulgada cuadrada (Prestonpressure, 2013).
- El mando EXIT es utilizado para salir del modo de chequeo de fugas (Prestonpressure, 2013).
- El mando LEAK CHECK únicamente funciona cuando está en modo velocidad de aire, al presionar este mando comenzara un temporizador de 120 segundos y la pantalla mostrara la ganancia o pérdida de velocidad de aire experimentada durante el periodo de tiempo, en caso de que el operador necesite un tiempo diferente puede presionar el mando repentinamente lo cual provocara una reducción en el contador del temporizador sin alterar el máximo de tiempo establecido que es de 120 segundos ni por debajo del tiempo fijado que es de 30 segundos y al presionar el botón de las unidades, se iniciará el contador y se mostrará la fuga (Prestonpressure, 2013).

e. Mandos de velocidad de aire del panel frontal

e.1 Funcionamiento

- El mando UNITS se usa para alternar distintas unidades de medida disponibles en la sección de presión y velocidad de aire unidades como nudos, pies (Prestonpressure, 2013).

- El mando EXIT es usado para salir del modo de verificación de fugas (Prestonpressure, 2013).
- El mando LEAK CHECK únicamente funciona cuando está en modo velocidad de aire, al presionar este mando comenzara un temporizador de 120 segundos y la pantalla mostrara la ganancia o pérdida de velocidad de aire experimentada durante el periodo de tiempo. en caso de que el operador necesite un tiempo diferente puede presionar el mando repentinamente lo cual provocara una reducción en el contador del temporizador sin alterar el máximo de tiempo establecido que es de 120 segundos ni por debajo del tiempo fijado que es de 30 segundos y al presionar el botón de las unidades, se iniciará el contador y se mostrará la fuga (Prestonpressure, 2013).

f. Sistema Neumático del equipo de prueba Preston Pressure PS- 525A

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

Los dos medidores redondos permiten al operador controlar el nivel de presión y vacío que se almacena en los depósitos del equipo. El interruptor correspondiente a la bomba de cada depósito debe alternarse para aumentar el nivel de vacío y presión del depósito

según sea necesario, para una vida útil de la bomba y la batería se recomienda no dejar encendidas continuamente (Prestonpressure, 2013).

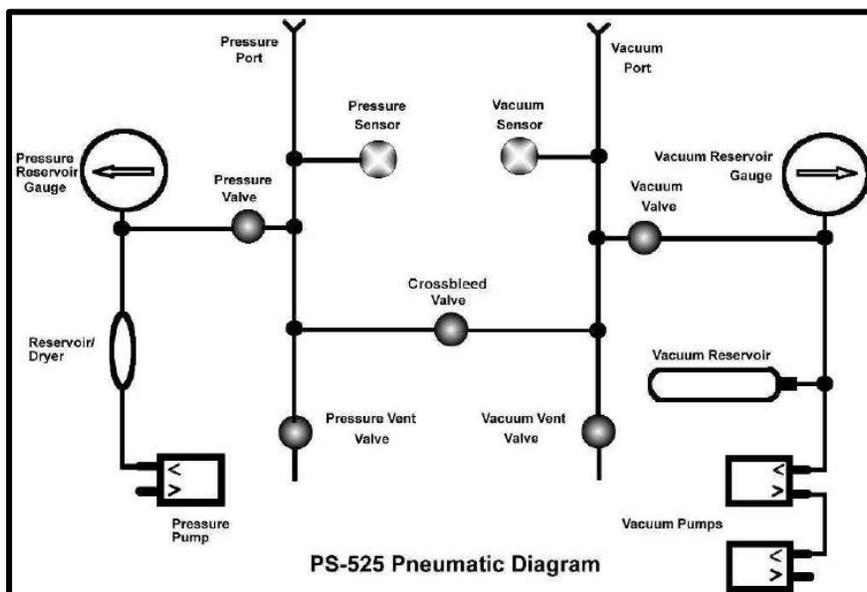


Figura 20. Diagrama neumático
Fuente: (Prestonpressure, 2013)

Cuando el operador desea simular una altitud, presión y vacío las válvulas de ventilación de vacío se cierran suavemente. La bomba de vacío se energiza hasta que haya suficiente vacío en el depósito, como se indica en el indicador de depósito 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 vacío y presión del depósito sirven solo como referencias generales de vacío y presión del depósito; no se utilizan en la calibración real de ningún instrumento y no requieren calibración. Una vez que se obtiene suficiente vacío en el depósito, la bomba está se apaga y la válvula de vacío se abre suavemente para permitir que el aire se succione al 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 (Prestonpressure, 2013).

Si el operador necesita ir a una altitud por debajo de la presión atmosférica, se debe introducir presión en el depósito de presión (Prestonpressure, 2013).

Abrir la válvula de sangrado permitirá que la presión fluya desde el depósito de presión al altímetro. Abra la válvula Crossbleed, y luego la válvula de Presión para presurizar el lado de vacío (Prestonpressure, 2013).

De manera similar, cuando se debe simular la velocidad del aire, la válvula de sangrado, y las Válvulas de ventilación y presión se cerrarán primero, hasta que el operador establezca una acumulación de presión en el depósito de presión al encender la bomba de presión. Entonces la válvula de presión será abierta 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 (Prestonpressure, 2013).

g. Sistema Eléctrico del equipo de prueba PS- 525 A

La placa del circuito principal del equipo de prueba PS-525 está incorporada por todos los componentes eléctricos para el indicador del altímetro, el decodificador y la velocidad de aire. Cada uno de estos circuitos utiliza su propio microcontrolador y su fuente de alimentación y su potencia esta de 24 voltios DC, 5 voltios DC y 3.3 voltios DC. El

interruptor de la parte superior de la placa del circuito también permite al operador seleccionar la potencia del codificador de 12 a 24 voltios DC. En caso de que el interruptor se alternara entre 24 voltios DC y 12 voltios DC no tendrá ningún efecto en la energía que va a los circuitos del altímetro, la velocidad del aire y el decodificador (Prestonpressure, 2013).

El sensor de pitot no es sensor de presión diferencial, ya que se usa con mayor frecuencia en mediciones de velocidad del aire. En cambio, la información de presión del sensor estático se envía digitalmente al microprocesador de velocidad del aire, donde se resta matemáticamente de la presión de Pitot, dando así el valor de presión diferencial. También permite usar el lado del altímetro a cualquier altitud con la válvula Crossbleed cerrada, sin dañar el sensor de velocidad del aire (Prestonpressure, 2013).

El sistema eléctrico del equipo de prueba consta de dos baterías internas de ácido de plomo de celda de gel o también de dos transformadores internos los cuales proporcionan la energía al equipo de prueba. Las baterías se cargan a través del conector de alimentación en el costado de la caja de prueba. El tiempo de carga completo es de aproximadamente 10 horas. El equipo de prueba se puede usar mientras se está cargando, estas dos baterías proporcionan una salida de voltaje de +12 o +24 voltios DC, Esto permite al operador cambiar entre los voltajes, dependiendo del tipo de codificador que se esté probando (Prestonpressure, 2013).

h. Teoría del lector de decodificadores

Un conector del panel frontal está disponible para permitir el monitoreo de altitudes codificadas según lo informado por varios tipos de codificadores. Esta altitud codificada puede leerse simultáneamente con las lecturas del altímetro, para calibrar los dos sistemas (Prestonpressure, 2013).

2.10.2 Operación del equipo de prueba PS-525 A

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 de acuerdo con otra documentación específica. Este equipo para obtener su mayor precisión debe encenderse durante 15 minutos antes de su uso (Prestonpressure, 2013).

- La pantalla parpadeará si la altitud excede los 35.200 pies, o si la temperatura del sensor es inferior a 32°F o 0°C, o superior a 122°F o 50°C. Más allá de estos límites, no se debe confiar en la precisión.
- La altitud muestra "Demasiado alto" si supera los 35,500 pies.
- La "presión inversa" se indicará en el lado de la velocidad del aire si la presión estática excede la presión de Pitot en más de aproximadamente 0.1 mbar. Debido a su presión independiente y sensores estáticos, no se producirá ningún daño al equipo debido a la presión inversa. Sin embargo, podría ocurrir daño a cualquier sistema

conectado al probador, por lo tanto, la advertencia es alertar al usuario de la condición (Prestonpressure, 2013).

- Velocidad demasiado alta se indicará en el lado de la velocidad del aire si la presión excede el equivalente de 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 ocurrir daño a cualquier sistema conectado al equipo, por lo tanto, la advertencia es alertar al usuario de la condición (Prestonpressure, 2013).

Nota: Manipule las válvulas dosificadoras de precisión. No cierre estas válvulas con fuerza innecesaria, ya que se producirán daños internos en el asiento de la válvula.

2.10.3 Características del equipo de prueba Presston Pressure PS - 525 A.

Tabla3

Características de equipo de prueba PS 525 A

Rasgos físicos	Funciona con baterías y es portátil
Unidades de medida de vacío y presión que se pueden seleccionar	Hasta 35 mil pies (ft), 650 nudos, pulgadas de mercurio (inhg), milibares, milímetros de mercurio (mmhg), libras por pulgadas cuadrada (psia).
Medidas del decodificador de altitud digital interno	1200 ft , 62,700 ft
Rango de la pantalla	1000 hasta 50,000 ft (-305 hasta 15,240 metros)

CONTINÚA →

Rango bomba de vacío -1000 hasta 50,000 ft (-305 hasta 15,240 metros)

Presión del sensor Aproximadamente 0.03%

Rango de temperatura 32 °F hasta 120°F (0 °C hasta 50°C)

Fuente de alimentación Salida de 24 V DC, baterías de 12 V , alimentación principal 110/220VCA

Componentes Consta de dos bombas de vacío conectadas en serie, una bomba de presión, válvulas dosificadoras y pantallas.

Fuente: (Prestonpressure, 2013)

2.10.4 Prueba de sistema estático del equipo PS -525

- I. Asegúrese de que el PS-525 no esté conectado a ninguna manguera o dispositivo externo.
- II. Cierre las válvulas de control de vacío, ventilación de vacío, control de presión y las válvulas de ventilación y presión. Abra la válvula de sangrado.
- III. Encienda la alimentación y luego encienda el interruptor de la bomba de vacío hasta que el indicador del depósito de vacío lea aproximadamente -15 inHG.
- IV. Abra la válvula de control de vacío para hacer subir la sección del altímetro. Esta escalada se puede hacer rápidamente sin dañar el sensor.

- V. Cuando el altímetro lea al menos 18,000 pies, cierre suavemente la válvula de control de vacío.
- VI. Espere unos 60 segundos para que las presiones internas se estabilicen. Luego realice una verificación de fugas.
- VII. La función de verificación de fugas se activará y comenzará a monitorear la tasa de fugas. Verificar que el PS-525 no tiene fugas que excedan los 100 pies por minuto.
- VIII. Abra la válvula de ventilación de vacío para regresar el equipo de prueba a tierra, presión ambiente (Prestonpressure, 2013).

2.10.5 Prueba del sistema de presión del equipo PS -525

- I. Encienda la alimentación de la PS-525.
- II. Asegúrese de que el PS-525 no esté conectado a ninguna manguera o dispositivo externo.
- III. Cierre el control de vacío, la ventilación de vacío, el control de presión, la válvula de sangrado cruzado, y válvulas de ventilación de presión
- IV. Encienda el interruptor de la bomba de presión hasta que el medidor del depósito de presión lea aproximadamente 10 - 15 PSI.
- V. Abra la válvula de control de presión para hacer subir la sección de velocidad del aire. Esta subida puede hacerse rápidamente sin dañar el sensor.
- VI. Cuando la velocidad del aire lee al menos 300 nudos, cierre suavemente la válvula de control de presión.

- VII. Espere unos 15 segundos para que las presiones internas se estabilicen. Active la función de verificación de fugas para controlar la tasa de fugas. Verifique que el PS-525 no tenga fugas superiores a 2 nudos por minuto. Anote la tasa de fuga para referencia futura.
- VIII. Abra la válvula de venteo de presión para devolver el equipo a la presión del suelo o presión ambiente (Prestonpressure, 2013).

2.10.6 Prueba del sistema Pitot de la aeronave acorde al equipo de prueba PS-525.

- I. Encienda la alimentación del equipo de prueba PS-525 A
- II. Conecte el puerto de presión al sistema Pitot de la aeronave.
- III. Cierre las válvulas de control de presión, ventilación de presión y sangrado cruzado., y abra la válvula de ventilación de vacío.
- IV. Encienda el interruptor de la bomba de presión hasta que el depósito de presión indique 10 - 15 PSI o más
- V. Abra suavemente la válvula de control de presión hasta alcanzar la velocidad deseada.
- VI. Compare la velocidad de aire del equipo de pruebas PS-525 A con la velocidad indicada en el avión
- VII. Vaya a aproximadamente el 75% de la velocidad máxima del indicador de la aeronave (o la velocidad especificada por el fabricante). Cierre la válvula de control de presión y, después de 15 segundos para estabilizar, realice una verificación de fugas. El sistema pitot no debe tener fugas de más de dos nudos por segundo, más la fuga previamente observada en la prueba previa del sistema de presión.

- VIII. Abra suavemente la válvula de ventilación de presión para devolver la presión de Pitot a la presión ambiente (Prestonpressure, 2013).

2.10.7 Prueba del sistema estático de la aeronave independientemente del sistema pitot.

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

- I. Encienda la alimentación del equipo de prueba PS-525 A.
- II. Desconecte la línea estática del indicador de velocidad del aire y tape la línea.
- III. Conecte el puerto de vacío al puerto estático de la aeronave y el puerto de presión al puerto pitot de la aeronave. Ajuste el altímetro del avión a 29.92 inHg (1013.3 mB).
- IV. Cierre las válvulas de control de vacío, ventilación de vacío, control de presión y ventilación de presión. Abra la válvula de sangrado cruzado.
- V. Opere el interruptor de la bomba de vacío hasta que se vea el nivel de vacío deseado en el medidor 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.
- VI. Abra suavemente la válvula de control de vacío para hacer que la altitud suba.
- VII. NO exceda la velocidad de ascenso del indicador VSI de la aeronave, o los límites del indicador de velocidad del aire. El VSI es un instrumento muy delicado.
- VIII. Ascienda a la altitud deseada según la prueba que se realizará

- IX. Cierre la válvula de control de vacío y, después de esperar unos segundos para la estabilización, compare el altímetro del avión con el equipo de prueba.
- X. 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 de VSI. Esté preparado para abrir la válvula de control de vacío si es necesario, para evitar la indicación excesiva de VSI.
- XI. Abra suavemente la válvula de ventilación de presión para devolver la presión del sistema a la presión ambiente. No exceda los límites del VSI o del indicador de velocidad del aire.
- XII. Vuelva a conectar la línea estática del indicador de velocidad del aire y realice una prueba de verificación de fugas.

NOTA: Si se desea una altitud inferior a la presión ambiente, realice los pasos anteriores I / IV. Abra suavemente la válvula de control de presión para presurizar el sistema, haciendo que el altímetro disminuya en altitud. Abra la válvula de ventilación de vacío para volver a la presión ambiente (Prestonpressure, 2013).

2.10.8 Prueba del sistema pitot y estático de la aeronave simultáneamente.

NOTA: Asegúrese que el sistema pitot no tenga fugas.

- I. Encienda la alimentación del equipo de prueba PS-525.
- II. Conecte el puerto de vacío al puerto estático de la aeronave y el puerto de presión al puerto pitot de la aeronave. Ajuste el altímetro del avión a 29.92 inHg (1013.3 mB).

- III. Cierre las válvulas de control de vacío, ventilación de vacío, control de presión y ventilación de presión. Abra la válvula de sangrado cruzado.
- IV. el interruptor de la bomba de vacío hasta que se vea el nivel de vacío deseado en el medidor del depósito de vacío (generalmente -15 a -20 inHG). Encienda el interruptor de la bomba de presión hasta que el depósito de presión indique 10 - 15 PSI o más.
- V. Abra suavemente la válvula de control de vacío para hacer que la altitud suba.
- VI. NO exceda la velocidad de ascenso del indicador VSI de la aeronave, o los límites del indicador de velocidad del aire. El VSI es un instrumento muy delicado.
- VII. Suba a la altitud deseada según la prueba a realizar.
- VIII. Cierre la válvula de control de vacío y, después de esperar unos segundos para la estabilización, compare el altímetro del avión con el equipo de prueba.
- IX. 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 de VSI. Esté preparado para abrir la válvula de control de vacío si es necesario, para evitar la indicación excesiva de VSI.
- X. Para mostrar una velocidad de aire, cierre la válvula de sangrado cruzado y abra suavemente la válvula de presión hasta que se indique la velocidad de aire deseada. Cierre la válvula de presión.
- XI. Para devolver el sistema a la presión ambiente, 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 del VSI o del indicador de velocidad del aire (Prestonpressure, 2013).

2.10.9 Procedimientos de calibración del equipo de pruebas PS-525.

El intervalo de calibración recomendado para el equipo de prueba PS-525 es de un año. Si en cualquier momento durante el uso regular la unidad se vuelve poco confiable o no está en la calibración de operación correcta, debe repararse o recalibrarse antes de continuar su uso (Prestonpressure, 2013).

La caja de prueba PS-525 es fácil de calibrar. Hay 4 puntos de ajuste utilizados en la calibración del lado del altímetro. La calibración en múltiples puntos de ajuste permite que el altímetro tenga un mayor grado de precisión, lo que le permite autocorregirse al punto de ajuste calibrado más cercano (Prestonpressure, 2013).

El lado del altímetro normalmente debe calibrarse primero, ya que el lado de la velocidad del aire lee la presión estática a través de los circuitos del altímetro. Sin embargo, si el lado del altímetro ha sido probado y encontrado satisfactorio, el lado de la velocidad del aire puede calibrarse en cualquier momento (Prestonpressure, 2013).

NOTA: los factores de calibración se almacenan en la memoria EEPROM del microcontrolador. Esta memoria no necesita batería de respaldo. La calibración no se perderá si las baterías de la unidad se desconectan o reemplazan.

2.11 Prototipos de bancos de prueba para inspecciones del sistema de advertencia de altitud

2.11.1 Druck ADTS 505 Air data test set

El ADTS 505 es un sistema autónomo de prueba de datos aéreos de línea de vuelo, encerrado en una caja. La unidad proporciona medición y control completos de presión y vacío para pruebas de detección y fugas en el avión, pruebas funcionales de instrumentos, componentes y sistemas de datos de aire.

Consta de dos canales neumáticos independientes que se conectan a la aeronave o al sistema de instrumentos, uno para estático y otro para pitot. Se pueden operar como canales de medida solamente con instalaciones de prueba de fugas o cada uno puede ser canales de control que producen condiciones de presión reales para la altitud y la velocidad del aire. Dos puertos de salida neumáticos, en el panel frontal que son identificados como estático y pitot los cuales proporcionan conexión al sistema o unidad de la aeronave bajo prueba, los conjuntos de límites predefinidos, almacenados en el sistema, evitan presiones y tasas excesivas que dañan los sistemas y componentes de la aeronave, el voltaje de este equipo no debe ser mayor a 30 V (RMS) AC o 50 voltios DC, para ejecutar las pruebas el equipo debe estar a una altura máxima de 0.5 metros del nivel del piso debido a que este equipo posee un motor de DC que puede causar chispas (AvioTEq).

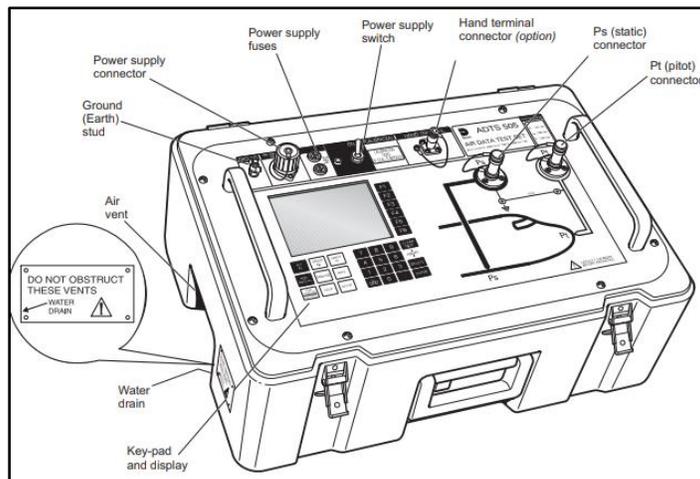


Figura 21. Equipo Druck Adts 505
Fuente: (AvioTEq)

2.11.2 DPS 350 Pitot – Static Test Set

El probador Pitot-Static BARFIELD DPS350 es una unidad programable basada en microprocesador que aplica SMT (tecnología de montaje en superficie) y la última tecnología de transductores. La operación de este equipo es similar a la de los probadores de la serie 1811 de Barfield, con la excepción de que la tecnología de transductor utilizada es prácticamente inmune a las costosas reparaciones que generalmente experimentan los instrumentos analógicos (Manual, 2008).

El software por el cual está compuesto el equipo consta de una función de límite de protección programable el cual está diseñado para aislar los instrumentos de la aeronave de posibles daños causados por la velocidad del aire negativa y las condiciones de sobrepresión, los cuales son accionados por computadoras que proporcionan válvulas solenoides de protección de límite que protegen la altitud de la aeronave, velocidad aérea, velocidad de ascenso, descenso e instrumentos Mach.

Este conjunto de pruebas estáticas y Pitot DPS350 también proporciona un método muy preciso y conveniente para realizar pruebas de fugas de sistemas pitot y estáticos de aeronaves; incluyendo computadoras de datos aéreos y velocidad del aire, altímetro, mach, velocidad vertical, relación de presión del motor e indicadores de presión del múltiple los cuales se encuentran acompañados por una bomba eléctrica interna que suministrar opciones de vacío y presión capaces de lograr medidas de 55K-ft y 6,000 ft / min en la aeronave, y una entrada operativa de alimentación al conjunto de prueba de 115/230 VCA a 47-400 Hz (Manual, 2008).



Figura 22.Equipo DPS 350 Pitot
Fuente: (Manual, 2008)

2.11.3 Características generales de los bancos de prueba DPS 350 / ADTS 505 del sistema pitot y estático

Tabla 4

Comparación de equipos

Nombre del equipo	Parámetros generales
DPS 350 Pitot – Static Test Set	<ul style="list-style-type: none"> • Altitud: -1,800 to 55.000 ft • Airspeed: 20 to 650 knots • Rate climb: 0 to \pm 20,000 ft/min. • Mach: 0.1 to 3.5 • Ps channel: 0.8 in. Hg -to- 32 in. Hg absolute (static port) • Pt channel: 0.8 in. Hg -to- 77 in. Hg absolute (pitot port) • EPR: Pt2 Range: 2.693 in. Hg to 32 in. Hg Pt7 Range: 2.693 in. Hg to 57 in. Hg
Druck ADTS 505 Air data test set	<ul style="list-style-type: none"> • Min Alt: -1,000 ft • Max Alt: 50,000 ft • Min Cas: 0.0 knots • Max Cas: 450.0 knots • Max Mach 1.000 Mach • Max Roc 6,000 ft/min • Arinc Limits: OFF • Alt Correction: 0 ft

CONTINÚA 

- Min Ps: 115.972 mbar
- Max Ps: 1050.406 mbar
- Min Qc: 0.0 mbar
- MAax Qc: 368.01 mbar
- Max Rate Ps 109.85 mbar/min
- Max Rate Qc 109.85 mbar/min

2.12 Pruebas a realizarse en la aeronave Hawker Siddeley con el equipo de pitot y estático PS-525A

2.12.1 Chequeo de fugas del sistema pitot y sistema estático de la aeronave Hawker Siddely 125-400.

a. Descripción general

El chequeo de fugas de las cañerías que van conectados a los instrumentos que son indicador de velocidad de aire, altímetro, indicador de velocidad vertical, tanto del sistema pitot como del sistema estático de la aeronave en cabina se debe realizar con la mayor precaución y siguiendo los parámetros que indique el manual de mantenimiento de la aeronave para de esta forma evitar daños a los instrumentos por sobrepresión, evitando así una desajustes en los instrumentos y datos incorrectos en la inspección (manual de mantenimiento de la aeronave, 1978).

Para realizar esta chequeo de fugas es necesario contar con el equipo de pruebas Preston Pressure PS -525A, el cual nos ayudara enviando la presión y altitud establecida

en el manual de la aeronave a las tomas estáticas y al pitot direccionadas a cada uno de los instrumentos en el tiempo estimado de 120 segundos para chequeo de fugas dándonos así valores y caídas de presión y succión en caso de existir fugas en el sistema (manual de mantenimiento de la aeronave, 1978).

2.12.2 Chequeo del sistema altimétrico aeronave Hawker Siddely 125-400

a. Descripción general

Para la ejecución del chequeo en el sistema altimétrico según la rdac 43 mantenimientos apéndice 3 este sistema de presión estática debe cumplir con los siguientes parámetros:

- Asegurar que la línea esté libre de humedad interna y obstrucciones
- Determinar que la pérdida está dentro de las tolerancias establecidas en el FAR 23 o FAR 25, conforme aplique.
- Determinar que el calefactor de toma estática si se haya instalado esté funcionando.
- Asegurarse de que no exista modificaciones o deformaciones de la superficie de la aeronave que pueda afectar la relación entre la presión del aire en el sistema de presión estática y el valor verdadero de la presión estática del medio ambiente en cualquier condición de vuelo.

Para la prueba del altímetro es importante que cada chequeo de funcionamiento sea realizado con el instrumento sometido a vibración. Cuando las pruebas son realizadas en

condiciones de temperatura ambiente sustancialmente diferente de 25°C, deben ser incrementadas las tolerancias para la variación de las condiciones especificadas (Civil D. G., 2012).

El error de escala de presión barométrica ajustada en 29.92 pulgadas de Hg el altímetro deberá ser sometido sucesivamente a las presiones correspondientes a la altitud específica, hasta la altitud máxima que normalmente se espera de la operación de la aeronave donde el altímetro ha de ser instalado. La reducción de la presión debe ser llevada a cabo a una velocidad que no exceda los 20, 000 pies por minuto, hasta aproximadamente los 2,000 pies por minuto del punto de prueba. El punto de prueba deberá aproximarse hasta un régimen compatible con el equipo de prueba. El altímetro debe ser mantenido a la presión correspondiente en cada punto de prueba al menos por 1 minuto y no más de 10 minutos, antes de tomar la lectura. El error en todos los puntos de prueba no deberá exceder las tolerancias especificadas en la siguiente tabla (Civil D. G., 2012).

2.12.3 Chequeo del sistema de advertencia de entrada en pérdida de la aeronave Hawker Siddely 125-400

a. Descripción general

La detección y advertencia de pérdida se ve afectada por las unidades detectoras de pérdida, que detectan las presiones de pitot, estáticas y de ventilación, las cuales son controladas por una unidad agitadora o palanca de vibración instalada en la columna de control de mano izquierda.

Una unidad de detección es una caja sellada que contiene dos tubos de escape individuales y un relé, conexiones de aire que transmiten presiones estáticas, pitot y de ventilación a la caja.

Cada tubo de escape individual controla la posición de uno de un par de contactos que cuando la relación del diferencial de presión pitot y estático con el diferencial de ventilación y presión estática alcanza un valor predeterminado. El cierre de los contactos operados por cápsula energiza el relé y así completa el suministro a la unidad de agitador de barra.

Los interruptores de prueba de advertencia de pérdida facilitan la prueba de la unidad de agitación del control de mando, cuando funcionan a su vez, dirigen un suministro directo al relé de la unidad de detección asociada (manual de mantenimiento de la aeronave, 1978).

b. Pasos generales para el chequeo de entrada en pérdida

- Asegúrese de que los sistemas de presión de advertencia pitot, static y pérdida estén completos.
- Conecte la salida de presión de un conjunto de prueba estática y pitot a la cabeza del pitot derecho, y la salida de presión del otro conjunto de prueba estática y pitot a la ventilación del detector de arranque del ala derecha.
- Asegúrese de que los orificios de ventilación estáticos No.2 (Pre Mod.251948) o No.6 (Mod.251948) en cada placa de ventilación estática estén libres de obstrucciones.

- Energizar la barra colectora.
- En la conexión de la cabeza de Pitot, aplique secuencialmente los valores de presión dados en el manual de la aeronave y, en cada caso, aumente lentamente la presión a la ventilación del detector de pérdida hasta que funcione el motor del agitador de barra, Observe la presión de ventilación en cada punto de verificación.
- Verifique que las presiones de ventilación cumplan con los requisitos de la Tabla 1 especificados en el manual de la aeronave y luego libere las presiones.
- Retire la conexión del conjunto de prueba de la cabeza de pitot y aplique una presión creciente a la ventilación del detector de pérdida hasta que el agitador del mando de control funcione.
- Mantenga esta presión de ventilación, vuelva a conectar el conjunto de prueba al extremo de la cabeza del pitot y aplique una presión creciente (P) hasta que se corte el sistema de advertencia (manual de mantenimiento de la aeronave, 1978).

2.12.4 Chequeo del sistema de alerta audible de velocidad la aeronave Hawker Siddely 125-400

a. Descripción general

El sistema de advertencia audible de velocidad de aire y numero mach consiste en una bocina de advertencia operada eléctricamente que es energizada por dos los interruptores de velocidad de aire y numero mach, o solo para fines de prueba un interruptor de prueba.

Los interruptores de velocidad de aire y número mach son interruptores operados por presión que hacen que un circuito eléctrico cuando se excede un número mach o la velocidad de aire preestablecido estos rompen el circuito del número mach o la velocidad del aire cuando cae por debajo de las cifras preestablecidas.

La bocina de advertencia audible también es operada por el tren de aterrizaje y los sistemas de despresurización de la cabina. La bocina emite una advertencia continua para el tren de aterrizaje y los sistemas de despresurización, pero una advertencia intermitente para el sistema de advertencia audible de número mach y velocidad de aire.

Esta inspección debe ser realizada a 30000 ft según el manual de mantenimiento de la aeronave Hawker Siddeley 125 – 400, para ello se debe tapar el puerto número 6 de la toma estática del lado izquierdo de la aeronave, posteriormente se debe colocar el adaptador del equipo al orificio número 6 de la toma estática del lado derecho, luego ajuste el adaptador de la cabeza de presión derecha a la cabeza de presión derecha , asegurándose de que los orificios de drenaje estén completamente cubiertos, conecte el equipo de prueba a las tomas de pitot y estático, energice la barra y continúe con los pasos especificado en el test AMM manual Hawker Siddely 125-400 ata 34-15-00 (manual de mantenimiento de la aeronave, 1978).

CAPÍTULO III

DESARROLLO DEL TEMA

3.1 Preliminares

En la siguiente monografía presentada a continuación se redactara los procesos ejecutados para la realización de la tarea de mantenimiento del sistema de advertencia de altitud de la aeronave Hawker Siddeley 125- 400, de acuerdo a los ítems especificados en el manual de mantenimiento de la aeronave.

Esta tarea de mantenimiento es aplicable debido a que en el ámbito aeronáutico por especificaciones del fabricante de la aeronave se debe chequear los sistemas del avión, en este caso se realiza un test de prueba en el sistema pitot y estático con la finalidad de conservar la vida útil tanto del sistema pitot y estático como de sus componentes entre ellos instrumentos de navegación y cañerías. Garantizando así una aeronavegabilidad veraz del avión.

3.2 Medidas de seguridad

- Utilizar Equipos de protección personal.
- Verificar que las conexiones eléctricas estén en perfecto estado.
- Manipular los equipos de inspección correctamente.
- Realizar las tareas de mantenimiento bajo supervisión.

3.3 Equipos utilizados para el test en la aeronave Hawker Siddeley 125-400

Tabla 5

Lista de equipos

1. **Planta eléctrica**
2. Equipo de prueba Preston Pressure PS 525 A
3. Cañería de succión del equipo de prueba Preston Pressure PS 525 A
4. Conexiones eléctricas de 220 V y 110V

3.4 Inspección del área de trabajo

Para iniciar esta tarea de chequeo se realizó una inspección visual del área de trabajo para verificar la condición de los instrumentos tanto de presión y el estático de la aeronave, de la misma forma se inspección la cabina de la aeronave para verificar que el panel de los instrumentos de vuelo se encuentren operativos.



Figura 23. Panel de instrumentos

Posteriormente se procedió a la verificación de fugas de las cañerías que es el primer chequeo que se debe realizar para obtener parámetros de indicación correctas en los instrumentos de la aeronave, una vez verificada la condición de las cañerías, que no existe fuga alguna se procede a realizar la inspección del sistema de advertencia de altitud del avión.

3.5 Tarea de mantenimiento del sistema de advertencia de altitud de la aeronave Hawker Siddeley 125-400 acorde al manual de la aeronave.

3.5.1 Descripción general

El sistema de advertencia de altitud comprende una unidad de advertencia de altitud y una o dos lámparas en el panel de instrumentos principal en este caso la aeronave Hawker Siddeley posee una sola luz de advertencia que se encuentra en el panel frontal del piloto, dentro de esta unidad de advertencia de altitud hay una cápsula de detección de presión, dos relés y una unidad de luces. Cuando la barra colectora se energiza, ambos relés se relajan y la cápsula se comprime. No llega suministro a la unidad de luces en esta etapa a menos que se presione una lámpara para probar el filamento.

A medida que el avión sube, la cápsula se expande y, a 10 000 pies aprox. los contactos accionados por la cápsula se cierran, operan un relé y cambian un suministro a la unidad intermitente, que proporciona una salida de luz a la lámpara. La cancelación de la salida intermitente se realiza presionando una tapa de la lámpara, activando el

segundo relé. Que dirige un suministro de reserva a su propia bobina y corta la entrada de suministro a la unidad de intermitencia.

A medida que el avión desciende por encima del nivel de 10 000 pies, la cápsula se comprime hasta, a 10 000 pies aprox. los contactos operados por la cápsula se abren, liberando el primer relé y enviando un suministro a la unidad de intermitencia, haciendo que la lámpara parpadee. La cancelación, nuevamente afectada por presionar una tapa de la lámpara, corta la retención del suministro al segundo relé y el sistema vuelve a la condición del comienzo (manual de mantenimiento de la aeronave, 1978).

3.6 Test del sistema de advertencia de altitud acorde al manual de la aeronave.

3.6.1 Pasos a ejecutarse en el test de prueba.

- I. Coloque un tapón en el puerto de ventilación número 2 de la placa de ventilación estática del lado izquierdo.
- II. Coloque el adaptador de enchufe expansión en el puerto de ventilación número 2 de la placa de ventilación estática del lado derecho.
- III. Conecte la manguera desde la plataforma del equipo de prueba PS -525A al adaptador de enchufe de expansión.
- IV. Energice la aeronave.
- V. Aplique succión lentamente, cheque que la luz de advertencia de altitud parpadee a una presión equivalente a una altura de 10000 ± 500 ft.

- VI. Aumente la succión al menos al valor equivalente al límite superior de altitud. Presione momentáneamente la lámpara de advertencia y verifique que se apague.
- VII. Disminuya la succión lentamente. Compruebe que la lámpara de altitud parpadea a una presión equivalente a una altura de $10\,000 \pm 500$ ft.
- VIII. Disminuya la succión al menos al valor equivalente al límite inferior de altitud. Presione momentáneamente la lámpara de advertencia y verifique que se apague.
- IX. Desconecte y remueva el equipo de prueba PS- 525 A
- X. Desconecte el adaptador del equipo de prueba y el tapón.
- XI. des energice la aeronave.

Para la realización de esta tarea se debe guiarse en el diagrama esquemático del sistema pitot y estático de la aeronave para poder identificar los puertos estáticos y las conexiones correctas a los debidos instrumentos evitando así fallas en las marcaciones al momento de la prueba del sistema (manual de mantenimiento de la aeronave, 1978).

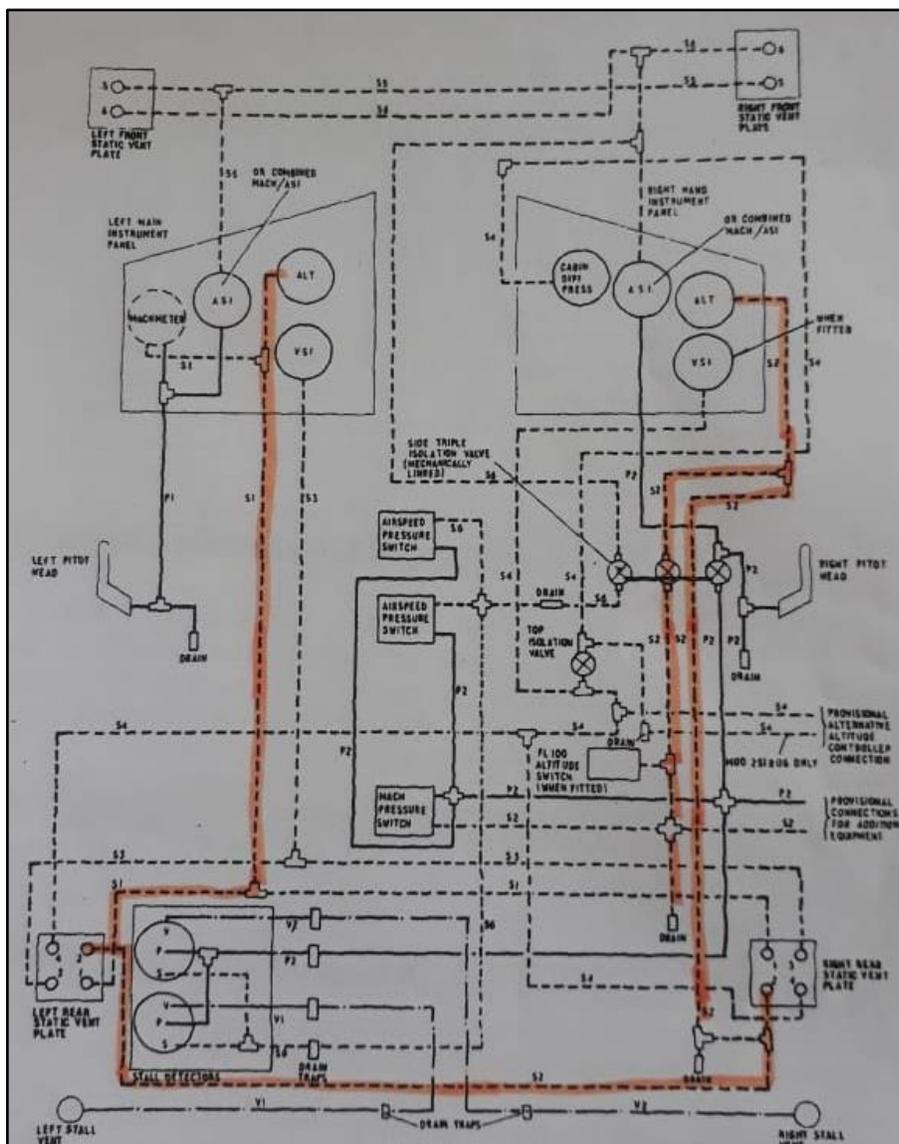


Figura 24. Diagrama esquemático sistema pitot y estático
fuente: (manual de mantenimiento de la aeronave, 1978)

Una vez de haber identificado las conexiones en el diagrama se procede a la realización de la tarea de mantenimiento de la siguiente manera siguiendo los pasos mencionados anteriormente.

- Se realizó la conexión de la unidad de potencia en tierra GPU, mediante una conexión de 220 Voltios desde el laboratorio de auto trónica de la Universidad de la Fuerzas Armadas ESPE sede Belisario Quevedo.



Figura 25. Planta eléctrica

- Se conectó la unidad de potencia en tierra GPU hacia la aeronave para energizarla y obtener las marcaciones correctas en los instrumentos de la misma.



Figura 26. Conexión del GPU

- Posteriormente se energizó el equipo de prueba Preston Pressure con una conexión de 110 Voltios desde una toma eléctrica del laboratorio de autotronica de la Universidad de la Fuerzas Armadas ESPE sede Belisario Quevedo.



Figura 27. Conexión equipo de prueba

- Una vez energizado los equipos se procede acorde al manual de mantenimiento ajustes y pruebas del sistema de advertencia de altitud, a tapan el puerto de ventilación número 2 de la placa estática de lado izquierdo de la aeronave.



Figura 28. Puerto estático número 2

- Seguidamente se conectó el adaptador de succión del equipo de prueba al puerto número de dos de la toma estática del lado derecho de la aeronave el cual esta internamente conectado hacia el altímetro de la aeronave según el diagrama esquemático.



Figura 29. Puerto estático numero dos

- Una vez de haber conectado el adaptador del equipo a la toma número dos de la placa estática del lado derecho y tapado el puerto número dos de la placa estática del lado izquierdo. Se procede a prender el equipo de pruebas y a aplicar succión lentamente con la ayuda de la perrilla de control de succión del equipo hasta una presión equivalente a una altura de 10000 ± 500 ft.

Se chequea que la luz de advertencia de altitud ubicada en el panel principal de la cabina parpadee.



Figura 30. Luz de advertencia de altitud

- Posteriormente se aumente la succión al menos al valor equivalente al límite superior de altitud se presiona momentáneamente la lámpara de advertencia y se verifica que se apague.

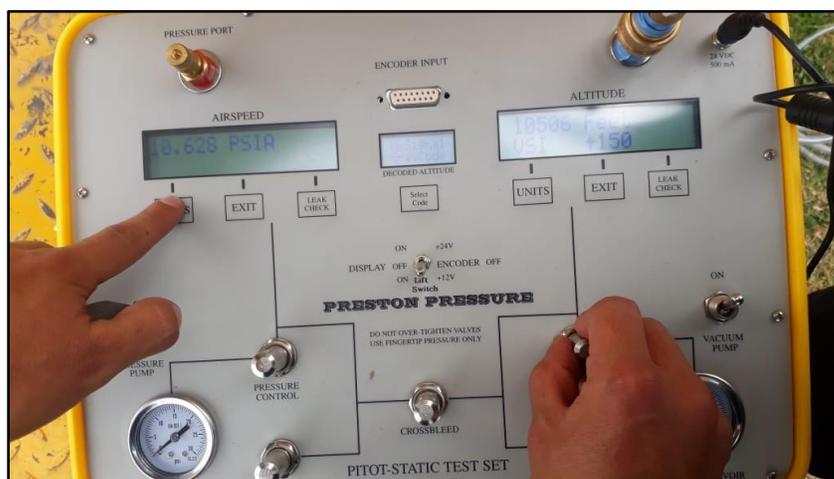


Figura 31. Aumento de succión

- Disminuya la succión lentamente. Compruebe que la lámpara de altitud parpadea a una presión equivalente a una altura de $10\ 000 \pm 500$ ft.

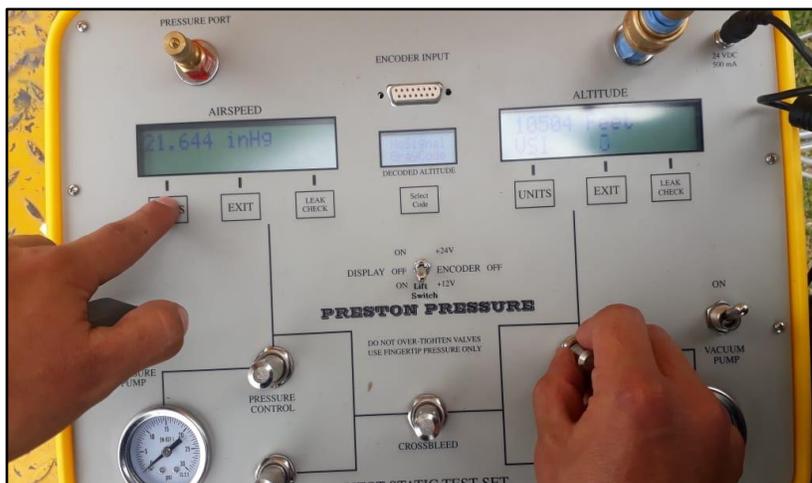


Figura 32. Aumento de succión

- Disminuya la succión al menos al valor equivalente al límite inferior de altitud, presione momentáneamente la lámpara de advertencia y verifique que se apague.



Figura 33. Luz apagada

- La luz del sistema de advertencia de latitud se apaga, el sistema se encuentra operativo.



Figura 34. Luz de advertencia operativa.

- Finalmente se apaga el equipo de prueba PS- 525 A, se retira el tapón del puerto estático dos del lado izquierdo y se retira el adaptador del equipo del puerto número dos de la toma estática del lado derecho de la aeronave.
- Por último se desenergiza la aeronave bajando el mando de vuelo a tierra ubicados en el panel número 5 en la cabina de la aeronave, posteriormente se procede a desconectar la conexión del GPU de aeronave (manual de mantenimiento de la aeronave, 1978).



Figura 35. Mandos de vuelo a tierra

3.7 Análisis de resultados

El sistema se encuentra operativo acorde a los parámetros establecidos por el manual de mantenimiento de la aeronave, la luz de advertencia de altitud en cabina se enciende correctamente según la medida de altitud prescrita en el test de prueba, de la misma forma los instrumentos en cabina se encuentran en buen estado por lo tanto la prueba se realiza de manera satisfactoria.

El equipo de prueba se encuentra en óptimas condiciones para su uso. Tomando en cuenta que se debe manipular las perillas de control de las bombas de vacío como de presión suavemente para evitar una des calibración del equipo, también se debe tener en cuenta el nivel de carga del equipo para evitar daños por sobre esfuerzo de las bombas, y mientras el equipo no se esté utilizando mantenerlo apagado. Quedando así el sistema de advertencia de altitud y el equipo de prueba óptimo para próximas inspecciones de la aeronave.

3.8 Análisis de costos

Para la ejecución de la tarea de mantenimiento / test de prueba del sistema de advertencia de altitud se detallan a continuación los costos primarios y secundarios de los equipos y herramientas utilizados.

3.8.1 Costos primarios

- equipo de prueba implementada para el sistema pitot y estático de la aeronave.
- Materiales y herramientas

Tabla 6
Costos primarios

Descripción	cantidad	Valor unitario	Valor total (USD)
Equipo de prueba Preston Pressure PS 525 A	1	\$ 5495	\$5495
Acoples para las cañerías	3	\$5	\$15
TOTAL			\$ 5510

3.8.2 Costos secundarios

- Tramites de requisitos de graduación
- CD
- Varios

Tabla 7
Costos secundarios

Descripción	cantidad	Valor unitario	Valor total (USD)
Tramites de requisitos de graduación	1	\$ 5	\$5
CD	4	\$ 10	\$10
Varios		\$ 50	\$ 50
TOTAL			\$ 65

3.8.3 Total costos

Tabla 8*Total costos*

Descripción	Valor total (USD)
Gastos primarios	\$ 5510
Gastos secundarios	\$ 65
TOTAL	\$ 5575

CAPÍTULO IV

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

4.1 Conclusiones

- Conforme a la recopilación de datos técnicos acerca del test de prueba del sistema de advertencia de altitud de la aeronave Hawker Siddeley 125-400 detallado en la sección 34-13-0 del manual de mantenimiento, se realizó de manera satisfactoria el test de ajuste de dicho sistema.
- En base a la implementación del equipo de prueba Preston Pressure PS-525 A para el uso en tareas de inspección de los sistemas pitot y estático de la aeronave Hawker Siddeley 125-400. se pudo realizar los test de prueba acorde a los parámetros prescritos en el manual.
- Los instrumentos y cañerías del sistema estático de la aeronave se encuentra en óptimas condiciones para realizar nuevos chequeos con el equipo implementado.

4.2. Recomendaciones

- Utilizar el manual de mantenimiento de la aeronave, así como también el manual de uso del equipo de prueba, como parte fundamental para la ejecución de las tareas de inspección de los sistemas pitot y estático, con el propósito de evitar daños por el uso incorrecto del equipo.

- Implementar conexiones de 220 voltios en el patio de las aeronaves para una mejor utilización de la planta externa y otros equipos necesarios para la realización de los chequeos e inspecciones de los sistemas del avión escuela Hawker Siddely 125-400.
- Manipular las perillas de control de las bombas de vacío y presión del equipo de prueba Preston Pressure PS- 525 suavemente para evitar daños o una des calibración en las agujas de las mismas.
- Tener en cuenta el nivel de carga del equipo Preston Pressure PS- 525, para prevenir un sobre esfuerzo en las bombas de control y vacío.

REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

Aljure, C. (21 de julio de 2017). *Tecnología e innovación*. Recuperado el 30 de noviembre de 2019, de <https://publicacionesfac.com/index.php/cienciaypoderaereo/article/view/574/754>

AvioTEq. (s.f.). Druck ADTS 505 Air Data Test Set . <https://www.avionteq.com/Barfield-DPS-450-Pitot-Static-Test-Set.aspx>.

Civil, D. G. (26 de Abril de 2012). Obtenido de <https://www.aviacioncivil.gob.ec/wp-content/uploads/downloads/2019/06/5-RDAC-043-Nueva-Edicio%CC%81n-Rev.-6-11-oct-2017.pdf>

Civil, D. G. (17 de septiembre de 2015). *Reglas de vuelo y operación general*. Recuperado el 5 de diciembre de 2019, de <https://www.aviacioncivil.gob.ec/wp-content/uploads/downloads/2019/07/12-RDAC-91-N.E-Enmienda-Original-10-Junio-2019.pdf>

Delgado, C. (19 de Abril de 2015). *El vuelo por instrumentos*. Recuperado el 20 de octubre de 2019, de <http://elvueloporinstrumentos.blogspot.com/2015/04/altimetro-barometrico.html>

El universo. (11 de Septiembre de 2004). *EL UNIVERSO*. Recuperado el 10 de octubre de 2019, de

<https://www.eluniverso.com/2004/09/11/0001/12/5AD699D2F2094449AE44A448EB229BAB.html>

Federal Aviation Administration. (2018). *Federal Aviation Administration*. Recuperado el 15 de noviembre de 2019, de https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aircraft/media/amt_airframe_hb_vol_2.pdf

Fuentes Chávez, M. S. (2018). *Conocer las funciones principales de un sistema de alerta de proximidad del terreno moderno (GPWS) Conocer la operación de un sistema*. Recuperado el 14 de diciembre de 2019, de Slideplayer: <https://slideplayer.es/slide/13074006/>

Hispanaviación. (2012). *Sistema Instrumental de Aterrizaje . El ILS*. Recuperado el 14 de diciembre de 2019, de Hispanaviación: <http://www.hispaviacion.es/sistema-instrumental-de-aterrizaje-el-ils/>

Instrumentación. (s.f.). *manual de vuelo*. Obtenido de <http://www.manualvuelo.com/INS/INS23.html>

manual de mantenimiento de la aeronave. (1978). Estados Unidos: Raytheon Aircraft Company 2003. Recuperado el 28 de noviembre de 2019, de https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aircraft/media/FAA-H-8083-32-AMT-Powerplant-Vol-2.pdf

Manual, U. I. (13 de octubre de 2008). *Avion Teq*. Recuperado el 6 de enero de 2020, de <https://www.avionteq.com/document/User-Instruction-Manual-DPS-350.pdf>

marialerico. (30 de enero de 2014). *SlideShare*. Obtenido de https://es.slideshare.net/marialerico/anemometro-y-altimetro-diapositivas-nivel-iii?qid=d2f9f767-0378-4563-8f6a-594e5f12f87a&v=&b=&from_search=1

Martínez, R. (s.f. de s.f. de s.f.). *que es y como funciona el sistema GPWS*. Obtenido de Transponder 1200: <https://www.transponder1200.com/que-es-y-como-funciona-el-sistema-gpws/>

Mason, F. (16 de febrero de 2019). *British Aerospace BAe 125*. Recuperado el 13 de octubre de 2019, de https://es.wikipedia.org/wiki/British_Aerospace_BAe_125

Mind, F. H. (31 de enero de 2011). *aeropassion*. Recuperado el 10 de noviembre de 2019, de <https://hiveminer.com/Tags/125,bae/Recent>

Morales , E. (13 de Abril de 2019). *Transponder 1200*. Recuperado el 30 de noviembre de 2019, de <https://www.transponder1200.com/que-es-y-como-funciona-el-sistema-gpws/>

Prestonpressure. (2013). *manual de mantenimiento y operación*.

quimrubau. (15 de mayo de 2009). Obtenido de SlideShare: <https://es.slideshare.net/quimrubau/r-a-d-i-o-a-l-t-m-e-t-r-o-022-01-04-00>

Rodríguez, J. M. (5 de Marzo de 2012). *Me gusta Volar*. Recuperado el 5 de enero de 2020, de <http://megustavolar.iberia.com/2012/03/velocidades-aereas/>

Rodriguez, M. (15 de octubre de 2016). *Diario de un Viajero*. Obtenido de <https://www.diariodelviajero.com/cajon-de-sastre/altitud-o-altura-que-diferencia-hay>

Todo Aviación. (s.f.). *Todo Aviación*. Recuperado el 23 de noviembre de 2019, de <http://todoaviones0.tripod.com/presion-atmosferica.htm>

Ventura Guevara, C. A. (13 de Diciembre de 2013). *Prezi User*. Recuperado el 16 de diciembre de 2019, de <https://prezi.com/Idea2dwb19b2/el-radio-altimetro-es-un-instrumento-cuya-mision-es-medir-la/>

Wikimedia. (3 de Septiembre de 2019). *Wikimedia*. Recuperado el 12 de diciembre de 2019, de <https://es.wikipedia.org/wiki/Radioalt%C3%ADmetro>

Wikipedia. (3 de septiembre de 2019). *British Aerospace BAe 125*. Recuperado el 15 de octubre de 2019, de https://es.wikipedia.org/wiki/British_Aerospace_BAe_125

ANEXOS



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

**CARRERA DE TECNOLOGÍA EN MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN
MOTORES**

CERTIFICACIÓN

Se certifica que la presente monografía fue desarrollada por la Srta. **Túquerres Catucuamba Lira Vannesa**.

En la ciudad de Latacunga a los 31 días del mes de enero del 2020

Aprobado por

Tigo. Jonathan Zurita

DIRECTOR DEL PROYECTO

Ing. Rodrigo Bautista

DIRECTOR DE LA CARRERA

Abg. Sarita Plaza

SECRETARIA ACADÉMICA

