



ESPE
UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS

DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

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

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

**TEMA: INSPECCIÓN DEL SISTEMA ALTIMÉTRICO, DE ACUERDO A
LA INFORMACIÓN TÉCNICA ESPECIFICADA EN LA RDAC 043
“MANTENIMIENTO”, APLICABLE A LA AERONAVE HAWKER
SIDDELEY 125-400 PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE
TECNOLOGÍAS ESPE-UGT**

AUTOR: GANCHALA CALVA, ADÁN MARCELO

DIRECTOR: TLGO.: INCA YAJAMÍN, GABRIEL SEBASTIAN

LATACUNGA

2020



**DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES
CARRERA DE TECNOLOGÍA EN MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN
AVIONES**

CERTIFICACIÓN

Certifico que la monografía, **“INSPECCIÓN DEL SISTEMA ALTIMÉTRICO, DE ACUERDO A LA INFORMACIÓN TÉCNICA ESPECIFICADA EN LA RDAC 043 “MANTENIMIENTO”, APLICABLE A LA AERONAVE HAWKER SIDDELEY 125-400 PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS ESPE-UGT”**, fue realizado por el señor **GANCHALA CALVA, ADÁN MARCELO** el mismo que ha sido revisado en su totalidad y 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, 03 de febrero 2020

TLGO. INCA YAJAMÍN, GABRIEL SEBASTIAN

DIRECTOR

C.C.:1722580329



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE TECNOLOGÍA EN MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN AVIONES

AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD

Yo, **GANCHALA CALVA, ADÁN MARCELO**, declaro que el contenido, ideas y criterios de la monografía **“INSPECCIÓN DEL SISTEMA ALTIMÉTRICO, DE ACUERDO A LA INFORMACIÓN TÉCNICA ESPECIFICADA EN LA RDAC 043 “MANTENIMIENTO”, APLICABLE A LA AERONAVE HAWKER SIDDELEY 125-400 PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS ESPE-UGT”**, es de mi autoría y responsabilidad, cumpliendo con los requisitos teóricos, científicos, técnicos, metodológicos y legales establecidos por la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, respetando los derechos intelectuales de terceros y referenciando las citas bibliográficas.

Consecuentemente el contenido de la investigación mencionada es veraz.

Latacunga, 03 de febrero de 2020



GANCHALA CALVA, ADÁN MARCELO
C.C.: 0502885502



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

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

AUTORIZACIÓN

Yo, **GANCHALA CALVA, ADÁN MARCELO** autorizo a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE publicar la monografía: **“INSPECCIÓN DEL SISTEMA ALTIMÉTRICO, DE ACUERDO A LA INFORMACIÓN TÉCNICA ESPECIFICADA EN LA RDAC 043 “MANTENIMIENTO”, APLICABLE A LA AERONAVE HAWKER SIDDELEY 125-400 PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS ESPE-UGT”**, en el Repositorio Institucional, cuyo contenido, ideas y criterios son de mi responsabilidad.

Latacunga, 03 de febrero 2020



GANCHALA CALVA, ADÁN MARCELO
C.C.: 050288550

DEDICATORIA

El presente trabajo está dedicado a mi padre Marcelo Ganchala, a mi madre Elvia Calva, a mis hermanas Anita Ganchala, Mishel Ganchala y especialmente a todas las personas que de alguna manera obraron para que yo alcance este nuevo logro en mi formación académica quienes me han apoyado incondicionalmente durante el transcurso de mi carrera y que gracias a todo su apoyo moral y económico me ha permitido llevar a cabo el presente trabajo de titulación.

GANCHALA CALVA, ADÁN MARCELO

AGRADECIMIENTO

Agradezco a Dios por permitirme la oportunidad de tener a mi familia y a todas las personas que de alguna manera han estado apoyándome en cada etapa de mi formación académica, a mis docentes quienes me han impartido cada uno de sus conocimientos y me han permitido llegar a culminar esta etapa de mi formación académica, a mis amistades a mis compañeros de clases, a las instituciones de mantenimiento aeronáutico quienes me han brindado la oportunidad de realizar y culminar adecuadamente cada una de mis practicas pre-profesionales, a cada uno de los técnicos de mantenimiento quienes me brindaron su total confianza en el desarrollo de cada una de las tareas de mantenimiento en el que me involucre durante el cumplimiento de mis practicas pre-profesionales.

GANCHALA CALVA, ADÁN MARCELO

ÍNDICE DE CONTENIDOS

CARÁTULA

CERTIFICACIÓN	i
AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD	ii
AUTORIZACIÓN.....	iii
DEDICATORIA	iv
AGRADECIMIENTO	v
ÍNDICE DE CONTENIDOS	vi
ÍNDICE DE FIGURAS	x
ÍNDICE DE TABLAS.....	xiii
RESUMEN	xiv
ABSTRACT.....	xv

CAPÍTULO I

PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

1.1 Antecedentes.....	1
1.2 Planteamiento del problema	1
1.3 Justificación e Importancia.....	2
1.4 Objetivos.....	3
1.4.1 Objetivo General	3
1.4.2 Objetivos Específicos.....	3
1.5 Alcance	4

CAPÍTULO II

MARCO TEÓRICO

2.1	Datos relevantes de la aeronave Hawker Siddeley 125-400.	5
2.1.1	Historia de la aeronave Hawker Siddeley.	5
2.1.2	Datos de la aeronave.	6
2.1.3	Variantes de la aeronave.	6
2.2	Sistema pitot estático de la aeronave Hawker Siddeley 400-125.	7
2.2.1	Tubo de pitot.	7
2.2.2	Puertos de presión estática.	8
2.3	Altímetro.	9
2.4	Indicador de velocidad del aire (ASI).	10
2.5	Indicador de ascenso vertical.	11
2.6	Tipos de errores alimétricos.	12
2.6.1	Error mecánico.	12
2.6.2	Error inherente del altímetro.	13
2.6.3	Error de temperatura media de la columna de aire.	14
2.6.4	Error de histéresis.	15
2.6.5	Error de presión a nivel del mar.	16
2.7	Tipos de presión referencial.	18
2.7.1	QFE (código para la presión atmosférica en la elevación del aeródromo).	18
2.7.2	QNH (código para la presión atmosférica a nivel del mar).	19
2.7.3	QNE (código para la distancia atmosférica desde un aeródromo dado a la capa isobárica de 1013.2 mb).	19

2.8	Separación Vertical Mínima Reducida	20
2.8.1	Objetivo de la implementación del RVSM.....	22
2.8.2	Requisitos de los sistemas con lo que debe cumplir una aeronave para certificarse en RVSM.	22
2.9	Regulación Técnica RDAC 043 “Mantenimiento”	23
2.9.1	Apéndice 3 “Inspecciones y pruebas de sistema altimétrico.....	23
2.10	Bancos de Prueba para el sistema altimétrico.....	24
2.10.1	Preston Pressure PS 525 A portable digital pitot-static tester with encoder reader.....	24
a.	Rango de Operación Preston Pressure PS 525 A.	25
b.	Descripción del componente Preston Pressure PS 525 A.	26
2.10.2	Barfield DPS450 Pitot Static Test Set.....	27
a.	Rango de operación Barfield DPS450 Pitot Static Test Set.....	28
2.10.3	Barfield DPS500 Pitot Static Test Set.....	29
a.	Rango de Operación Barfield DPS500 Pitot Static Test Set.....	29
b.	Identificación de partes Barfield DPS500 Pitot Static Test Set.	31
2.10.4	Características de los bancos de prueba pitot- estático.....	32

CAPÍTULO III

DESARROLLO DEL TEMA

3.1	Introducción	33
3.1.1	Ponderación del equipo de pruebas pitot-estático.	34
3.2	Equipos de Protección.....	35

3.3	Herramientas y materiales.	36
3.4	Chequeo de Tránsito, Remoción, limpieza.	36
3.5	Inspección, instalación.	37
3.6	Pruebas al sistema altimétrico de la aeronave Hawker Siddeley 400-125.	37
3.6.1	Alimentación de altímetros del aeronave al equipo de pruebas PS 525 A.	37
3.6.2	Ajuste de los altímetros.	38
3.6.3	Energizado de la aeronave Hawker Siddeley 400-125.	39
3.6.4	Alimentación y encendido del equipo de pruebas PS 525 A.	39
3.6.5	Prueba de error de escala de altímetros.	40
3.6.6	Error de escala barométrica.	44
3.6.7	Observaciones en los instrumentos de altímetro.	46
3.6.8	Resultados de las pruebas de altimetría.	46
3.6.9	Puesta en operacion la aeronave y apagado del equipo PS 525 A.	47
3.7	Estudio Económico.	47
3.7.1	Presupuesto.	47
3.7.2	Costos totales del desarrollo del proyecto.	49

CAPÍTULO IV

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

4.1	Conclusiones:	50
4.2	Recomendaciones:	51

GLOSARIO DE TÉRMINOS	52
-----------------------------------	-----------

ABREVIATURAS	54
---------------------------	-----------

REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS.....	55
ANEXOS	59

ANEXO A: Diagrama esquemático sistema pitot- estático.

ANEXO B: RDAC 043 "Mantenimiento" apéndice 3.

ANEXO C: Costo de equipo.

ANEXO D: Costos de envío y aduana.

ANEXO E: Manual de operación del equipo PS 525 A.

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1. Fabricantes aeronave Hawker Siddeley- Cronología.	5
Figura 2. Diagrama sistema pitot-estático.	8
Figura 3. Altímetro.	9
Figura 4. Indicador de velocidad del aire.	11
Figura 5. Indicador de ascenso vertical.	12
Figura 6. Comportamiento de la altitud en vuelo más frío que el estándar.	13
Figura 7. Operación del altímetro con relación a la temperatura.	15
Figura 8. Ciclo de Histerésis de la cápsula aneroide.	16
Figura 9. Nivel de transición.	18
Figura 10. Ejemplo de QFE.	18
Figura 11. Ejemplo de QNH.	19
Figura 12. Ejemplo de QNE.	20
Figura 13. Aumento de aeronaves permitidas entre FL 180 y FL 410.	21
Figura 14. Pitot – static test set.	25
Figura 15. Barfield DPS450 pitot static test set.	28
Figura 16. Barfield DPS500.	29
Figura 17. Pitot – static test set.	35
Figura 18. Inspección, limpieza de cañerías sistema pitot y estática.	37
Figura 19. Conexión de las líneas del banco de pruebas.	38
Figura 20. Ajuste del altímetro.	38
Figura 21. Energizado y encendido de la aeronave.	39
Figura 22. Encendido del equipo.	40

Figura 23. Prueba a 4000ft.....	42
Figura 24. Prueba a 20000ft.....	42
Figura 25. Prueba a 35000ft.....	43
Figura 26. Prueba a 4000ft.....	43
Figura 27. Prueba a 20000ft.....	43
Figura 28. Prueba a 35000ft.....	44
Figura 29. Desenergizado de la aeronave y apagado del equipo de pruebas.....	47

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1. <i>Datos de la aeronave.</i>	6
Tabla 2. <i>Variantes de la aeronave.</i>	6
Tabla 3. <i>Información establecida en las normativas de aviación civil.</i>	23
Tabla 4. <i>Rango de operación.</i>	25
Tabla 5. <i>Descripción del componente preston pressure ps 525.</i>	26
Tabla 6. <i>Rango de operación.</i>	28
Tabla 7. <i>Rango de operación.</i>	30
Tabla 8. <i>DPS500 flightline air data test set Description.</i>	31
Tabla 9. <i>Características de los bancos de prueba pitot- static.</i>	32
Tabla 10. <i>Comparación de características.</i>	34
Tabla 11. <i>Pruebas al sistema altimétrico.</i>	41
Tabla 12. <i>Prueba de diferencia de presión-altitud.</i>	44
Tabla 13. <i>Prueba de diferencia de presión- altitud 29,50 Inhg.</i>	45
Tabla 14. <i>Prueba de diferencia de presión- altitud.</i>	45
Tabla 15. <i>Prueba de diferencia de presión- altitud.</i>	46
Tabla 16. <i>Costos primarios.</i>	48
Tabla 17. <i>Costos secundarios.</i>	49
Tabla 18. <i>Costos totales.</i>	49

RESUMEN

El trabajo de graduación “Inspección del sistema altimétrico, de acuerdo a la información técnica especificada en la RDAC 043 “Mantenimiento”, aplicable a la aeronave Hawker Siddeley 125-400 perteneciente a la Unidad de Gestión de Tecnologías ESPE-UGT”. Fue realizado mediante la adquisición de un equipo de pruebas para el sistema de pitot y estática de la aeronave. Tras realizarse la adquisición del equipo de pruebas, se ejecutaron tareas técnicas de mantenimiento que involucraron el desmontaje de parte de la estructura interna de la aeronave, posterior se realizó una limpieza sobre la superficie de las líneas que alimentan al sistema altimétrico, se aplicaron técnicas de inspección de acuerdo al AC 43.13-1B, finalizados los procedimientos técnicos de mantenimiento se ejecutaron las pruebas al sistema altimétrico, mismas pruebas demostraron que los instrumentos se encontraban dentro de los parámetros aceptables descritos en la normativa aeronáutica RDAC 043 “Mantenimiento” apéndice 3.

PALABRAS CLAVE:

- **AERONAVE HAWKER SIDDELEY 125-400**
- **AERONAVES - INSPECCIÓN DE ALTIMÉTRIA**
- **AERONAVES - SISTEMA DE PITOT Y ESTÁTICA**

ABSTRACT

The graduation work “Inspection of the altimetric system, according to the technical information specified in RDAC 043 “Maintenance”, applicable to the Hawker Siddeley 125-400 aircraft belonging to the ESPE-UGT Technology Management Unit”. It was performed by acquiring a test equipment for the pitot and static system of the aircraft. After the acquisition of the test equipment, technical maintenance tasks were carried out that involved the disassembly of part of the internal structure of the aircraft, subsequent cleaning was performed on the surface of the lines that feed the altimetric system, techniques were applied Inspection according to AC 43.13-1B, once the technical maintenance procedures were completed, the tests were performed on the altimeter system, the same tests showed that the instruments were within the acceptable parameters described in the RDAC 043 “Maintenance” aeronautical regulations appendix 3.

KEYWORDS:

- **HAWKER SIDDELEY AIRCRAFT**
- **AIRCRAFT- ALTIMETRIC INSPECTION**
- **PITOT AND STATIC SYSTEM**

CAPÍTULO I

1. Planteamiento del problema

1.1 Antecedentes

El Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico es una Institución de Educación Superior, creada el 08 de Noviembre de 1999 hasta el 2014 fue la única Escuela de Técnicos en Mantenimiento Aeronáutico avalada por la Dirección General de Aviación Civil del Ecuador.

Un 8 de abril del 2014 se dio inicio a un proyecto muy importante con la creación de la UGT (Unidad de Gestión de Tecnologías), consolidando así la integración del Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico–ITSA a la Universidad de las fuerzas armadas ESPE.

La Unidad de Gestión de Tecnologías cuenta con laboratorios, aviones escuela, un simulador de vuelo y bibliotecas técnicas; mismas que permiten a los estudiantes la realización de tareas de mantenimiento tales como: reparaciones estructurales, reparaciones con materiales compuestos, servicios de los diferentes sistemas de la aeronave, limpieza, remoción e instalación de diferentes componentes de las aeronaves escuela, entre otros.

1.2 Planteamiento del problema

La Unidad de Gestión de Tecnologías ESPE-L, al ser el único centro de instrucción de Aeronáutica Civil en el Ecuador, para la formación de mecánicos de mantenimiento de aeronaves certificado en el país bajo la RDAC 067, y gracias a las

acertadas decisiones y objetivos propuestos por las diferentes autoridades que han estado a cargo de la institución, se ha hecho posible la adquisición de nuevas aeronaves que sirven de instrucción para la formación académica de los estudiantes.

Para la formación adecuada de los futuros técnicos de mantenimiento, y la conservación de las aeronaves escuela es necesaria la realización de diferentes tareas de mantenimiento tales como: reparaciones estructurales, remoción e instalación, inspección y calibración de los diferentes equipos y componentes; entre otros. Mismas tareas se ven limitadas en gran parte por la falta de equipos que faciliten y hagan posible la ejecución de estas tareas como bien lo especifica la información técnica.

Por ende al evidenciarse dichas limitaciones, en las tareas de mantenimiento; se ha presentado la oportunidad de realizar la inspección del sistema altimétrico de la aeronave HAWKER SIDDELEY 125-400 con matrícula XB-ILD; mediante la implementación de un equipo de pruebas del sistema pitot estático; y la utilización de la información técnica vigente avalada por la dirección de aviación civil en el Ecuador.

1.3 Justificación e Importancia

La mecánica aeronáutica, engloba un conjunto de tareas, que son ejecutadas para la conservación de la aeronavegabilidad óptima de las aeronaves y de sus componentes, es por ello que para un adecuado aprendizaje en esta área; es necesario mantener en los alumnos la práctica continua de estas tareas. La función del presente proyecto es facilitar los procesos de enseñanza teóricos-prácticos, en los respectivos laboratorios de la UGT.

La consolidación del proyecto permitirá a la institución, la adquisición de un equipo con tecnología de punta, el que reposará en los laboratorios de la institución, al alcance de los docentes y de los alumnos para su instrucción académica y para el mantenimiento óptimo de los instrumentos de vuelo, de las respectivas aeronaves escuela.

El proyecto es factible ya que se cuenta con los recursos necesarios tales como: recurso económico, conocimiento previo del funcionamiento de los instrumentos de vuelo, ayuda para la capacitación en la operación del equipo de prueba del sistema pitot estático, entre otros. Todo esto gracias al personal de mantenimiento, certificado y calificado por la dirección general de aviación civil del Ecuador., y a las adecuadas instalaciones con las que cuenta la institución.

1.4 Objetivos

1.4.1 Objetivo General

- Inspeccionar el sistema altimétrico, de acuerdo a la información técnica especificada en la RDAC 043 “Mantenimiento”, aplicable a la aeronave Hawker Siddeley 125-400 perteneciente a la Unidad de Gestión de Tecnologías ESPE-UGT.

1.4.2 Objetivos Específicos

- Recopilar toda la información técnica necesaria para la inspección del sistema altimétrico de la aeronave Hawker Siddeley 125-400.
- Implementar el equipo de pruebas del sistema pitot estático, el cual permitirá brindar soporte técnico adecuado al sistema altimétrico.

- Realizar la Inspeccion al sistema altimétrico en base a la RDAC 043 (Apéndice 3), a través de la utilización del equipo de pruebas.

1.5 Alcance

El propósito del proyecto mediante la implementación de un equipo de pruebas para el sistema del pitot estático, es permitir a los estudiantes una adecuada formación teórica-práctica, la misma que en la actualidad se limita al ámbito teórico, puesto que en la institución no se cuenta con el equipo apropiado para la ejecución práctica del proceso en las tareas de inspección y calibración de los instrumentos de vuelo.

Es por ello que con el presente proyecto, la institución podrá implementar en sus laboratorios un equipo de pruebas, que permita a los docentes y/o estudiantes, mantener a los instrumentos de vuelo de las aeronaves escuela, calibrados en base a la información técnica disponible y vigente en el estado ecuatoriano.

CAPÍTULO II

2. MARCO TEÓRICO

2.1 Datos relevantes de la aeronave Hawker Siddeley 125-400.

2.1.1 Historia de la aeronave Hawker Siddeley.

Birreactor de transporte ejecutivo, diseñado originalmente por de Havilland a inicios de los años 60 del pasado siglo, como DH. 125 Jet Dragon, es producido en serie por Hawker Siddeley tras el vuelo del prototipo el 13 de agosto de 1962. El primer ejemplar de serie realiza su vuelo inaugural el 12 de febrero de 1963. Propulsado por dos turbofans ubicados en la parte posterior, dotado de un fuselaje cilíndrico totalmente presurizado, alas bajas en flecha y cola en T, capaz de transportar 7 pasajeros con 2 pilotos.

En el ámbito militar fue o es utilizado por las Fuerzas Armadas de Arabia Saudita, Argentina, Botsuana, Brasil, Corea del Sur, Gran Bretaña, Irlanda, Japon, Malawi, Malasia, Nigeria, Pakistán, Sudáfrica, Turkmenistán y Uruguay. (Golpe)

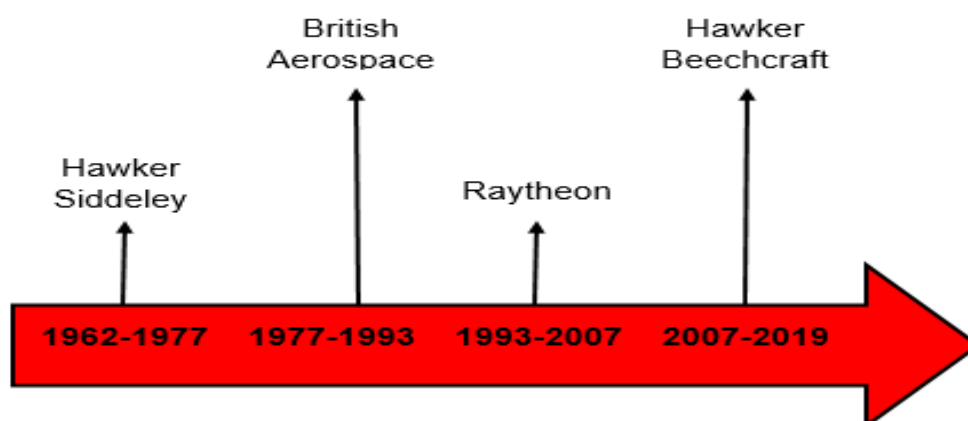


Figura 1. Fabricantes aeronave Hawker Siddeley- Cronología.
Fuente: (Golpe).

2.1.2 Datos de la aeronave.

Tabla 1.

Datos de la aeronave.

Hawker Siddeley Aviation Ltd.	
Fabricante	
Propósito	Transporte ejecutivo de mediano alcance.
Tripulación	Dos
Capacidad	Siete pasajeros
Dimensiones	
Envergadura	14,32 mts.
Largo	14,42 mts.
Alto	5,03 mts.
Peso	10555 Kgs.
Prestaciones	
Velocidad	695 Kph
Máxima	
Alcance	2600 Km
Autonomía	2 horas y media
Motor	2 turborreactores Rolls Royce Viper 522 de 1525 kg de empuje.

Fuente: (AERONAVALES, 2019).

2.1.3 Variantes de la aeronave.

Tabla 2.

Variantes de la aeronave.

Configuraciones	Características
Serie 400A/400B	Modelo de serie fabricado desde 1970 con nueva puerta de acceso y sistema de frenos mejorado
Serie 401B	Variante con nueva cabina y peso de despegue

CONTINÚA 

	incrementado
Serie 700A/700B	Modelo de serie con turbofans Honeywell TFE731-3RH de 16.5 KN.
BAe.125 CC3	Variante del anterior empleada por la RAF como aeronave de enlace.
Hawker 900	Modelo de serie con motores TFE731-50R

Fuente: (Golpe).

2.2 Sistema pitot estático de la aeronave Hawker Siddeley 400-125.

El sistema pitot-estático es un sistema que mediante la presión del aire de impacto que recibe la toma de pitot y la presión estática del aire que recibe la toma estática proporcionan la información adecuada a cada uno de los instrumentos de vuelo operados a presión.

El aire de impacto y la presión estática del aire que recibe el sistema es proporcionado por dos tomas de pitot y cuatro puertos de estática colocados respectivamente sobre la estructura del fuselaje. Dos puertos ubicados en el borde de ataque del ala proporcionan datos de entrada en pérdida. (Aircraft, Raytheon, 1978). Ver anexo A.

2.2.1 Tubo de pitot.

Los tubos de pitot, ubicados uno a cada lado de la nariz del fuselaje, proporcionan el suministros de presión independientes. (Aircraft, Raytheon, 1978). Ver anexo A.



Figura 1. Tubo pitot.

2.2.2 Puertos de presión estática.

Colocados dos tomas de estática a cada lado de la nariz del fuselaje y dos tomas frontales colocados sobre la superficie superior de la nariz del fuselaje los puertos estáticos se disponen de la siguiente configuración: cuatro puertos estáticos situados en cada toma de estática y dos puertos estáticos en cada toma frontal. Los drenajes se suministran en líneas estáticas 2, 4 y 6. (Aircraft, Raytheon, 1978)

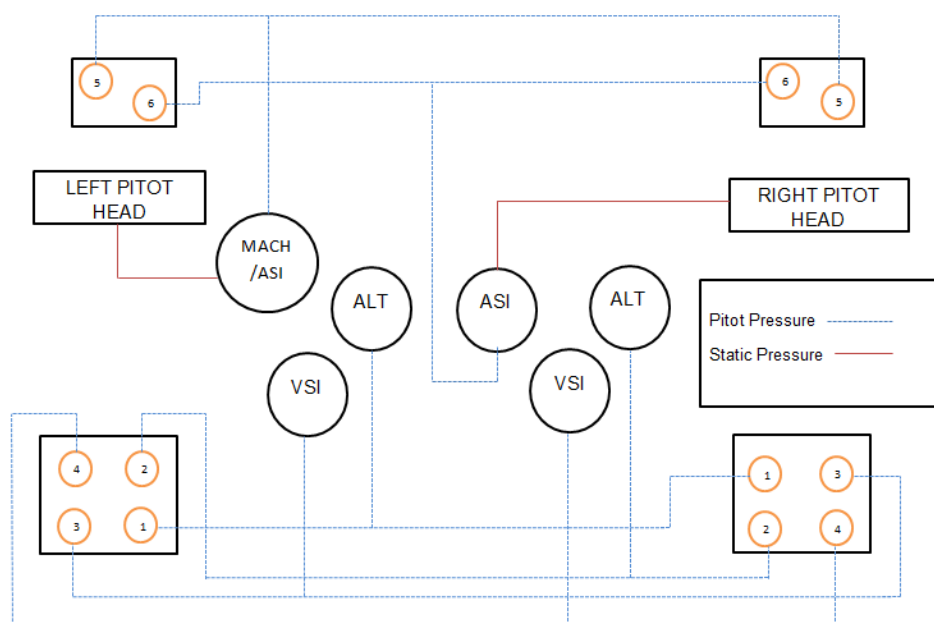


Figura 2. Diagrama sistema pitot-estático.

2.3 Altímetro.

Un altímetro sensible es un barómetro anerode que mide la presión absoluta del aire ambiente y lo muestra en términos de pies o metros sobre un nivel de presión seleccionado. El elemento sensible es una pila de cápsulas aneroides de bronce corrugado evacuadas. (administration, Federal aviation, s.f.)

La presión del aire que actúa sobre estos aneroides intenta comprimir contra su elasticidad natural, que trata de expandirse ellos. El resultado es que su grosor cambia a medida que el aire la presión cambia. Apilar varios aneroides aumenta el cambio de dimensión a medida que la presión varía durante el uso rango del instrumento. (administration, 2012)



Figura 3. Altímetro.

Estos instrumentos tienen solo un puntero que está marcado en miles de pies, está orientado al mecanismo que acciona el puntero. Para leer este tipo de altímetro, primero mire el tambor para obtener los miles de pies y luego el puntero para obtener

los pies y cientos de pies. Un altímetro sensible es uno con una escala barométrica ajustable. Esta escala es visible en una pequeña ventana llamado la ventana de Kollsman. Una perilla en el instrumento se ajusta la escala. El rango de la escala es de 28.00 a 31.00 pulgadas de mercurio ("Hg), o 948 a 1,050 milibares.

Al girar la perilla cambia tanto la escala barométrica como los punteros de altímetro de tal manera que un cambio en el barométrico la escala de 1 "Hg cambia la indicación del puntero en 1,000 pies. Esta es la tasa de lapso de presión estándar por debajo de 5,000 pies.

Cuando la escala barométrica se ajusta a 29.92 "Hg o 1,013.2 milibares, indica la altitud de presión. El altímetro indica entonces la altura sobre la presión existente al nivel del mar. (administration, Federal aviation, s.f.)

2.4 Indicador de velocidad del aire (ASI).

Un ASI es un medidor de presión diferencial que mide la presión dinámica del aire a través del cual vuela el avión. La presión dinámica es la diferencia en la presión del aire estático ambiental y la presión total, causada por el movimiento de la aeronave a través del aire. Estas dos presiones se toman del sistema pitot- estático.

El mecanismo de la ASI consiste en un delgado, aneroide o diafragma de bronce fosforado corrugado, que recibe su presión del tubo de pitot. La caja del instrumento está sellada y conectada a los puertos estáticos. A medida que aumenta la presión de pitot o disminuye la presión estática, el diafragma se expande. (administration, Federal aviation, s.f.)



Figura 4. Indicador de velocidad del aire.

2.5 Indicador de ascenso vertical.

El VSI en la figura también se llama indicador de velocidad vertical, y anteriormente se conocía como indicador de velocidad de ascenso. Es un instrumento de cambio de tasa de presión que da una indicación de cualquier desviación de un nivel de presión constante.

Dentro de la caja del instrumento hay un aneroide muy parecido al de un ASI. Tanto el interior de este aneroide como el interior de la caja del instrumento están ventilados al sistema estático, pero la caja está ventilada a través de un orificio calibrado que hace que la presión dentro de la caja cambie más lentamente que la presión dentro del aneroide. (administration, Federal aviation, s.f.)



Figura 5. Indicador de ascenso vertical.

2.6 Tipos de errores altimétricos.

Un altímetro sensible está diseñado para indicar cambios estándar de condiciones estándar, pero la mayoría de los vuelos implican errores causados por condiciones no estándar y el piloto debe poder modificar las indicaciones para corregir estos errores. Hay dos tipos de errores: mecánicos e inherentes. (administration, Federal aviation, s.f.)

2.6.1 Error mecánico.

Se debe a imperfecciones en el ajuste de la maquinaria del instrumento que pueden producir errores en la cápsula. (Redaccion,).

Una verificación previa para determinar la condición de un altímetro consiste en establecer la escala barométrica en la configuración local del altímetro. El altímetro debe indicar la elevación inspeccionada del aeropuerto. Si la indicación está apagada a más de 75 pies de la elevación levantada, el instrumento debe remitirse a una

estación certificada de reparación de instrumentos para su recalibración., diferencias entre temperatura ambiente y/o presión provoca una indicación errónea en el altímetro. (administration, Federal aviation, s.f.)

2.6.2 Error inherente del altímetro.

Cuando la aeronave vuela en un aire más cálido que el estándar, el aire es menos denso y los niveles de presión están más separados. Cuando la aeronave vuela a una altitud indicada de 5,000 pies, el nivel de presión para esa altitud es más alto de lo que sería en el aire a temperatura estándar, y la aeronave es más alta de lo que sería si el aire estuviera más frío.

Si el aire es más frío que el estándar, es más denso y los niveles de presión están más juntos. Cuando el avión está volando a una altitud indicada de 5,000 pies, su altitud real es más baja de lo que sería si el aire fuera más cálido. (administration, 2012)

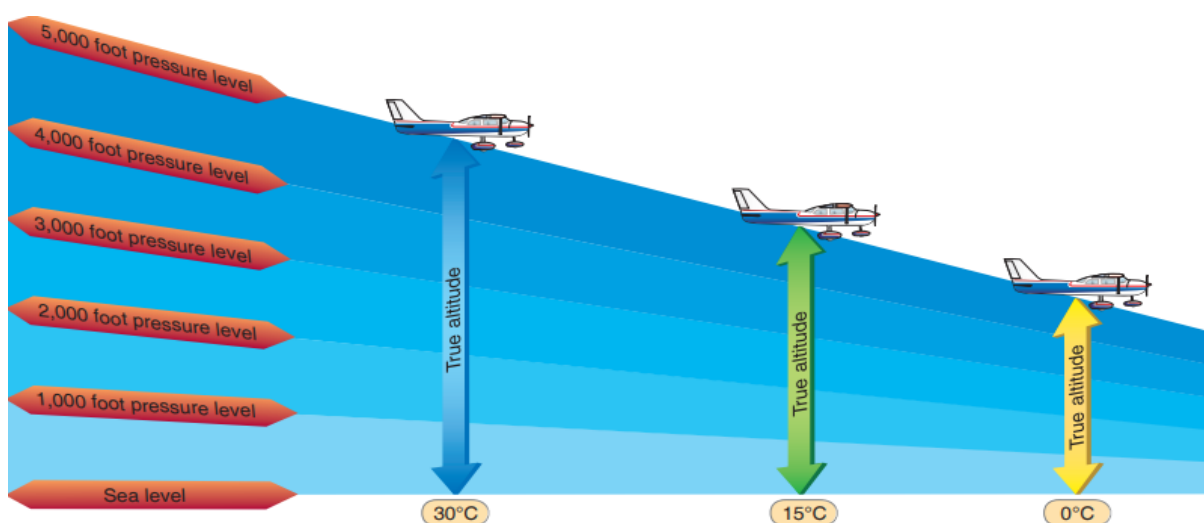


Figura 6. Comportamiento de la altitud en vuelo más frío que el estándar.
Fuente: (administration, Federal aviation, s.f.).

2.6.3 Error de temperatura media de la columna de aire.

Según lo que establece (Guido Enrico Bergomi) una condición de falla que se presenta al determinan las verdaderas presiones que ingresan a los instrumentos, de igual manera también las temperaturas del aire afectan los datos verdaderos en las marcaciones del altímetro, misma condición dará datos verdaderos por temperatura solo en condiciones de vuelo estándar establecida.

A la derecha en la figura según (Guido Enrico Bergomi) se observa que el aire está más presionado en relación del aire estándar por tanto la misma presión, se encontrará a una altura inferior si se vuela con destino hacia un area de mayor temperatura.

Manifiesta (Guido Enrico Bergomi) que volando a bajas temperaturas el instrumento que proporciona los datos de altitud nos indicará una altitud en exceso con relacion a la verdadera altitud a la que se encuentra volando la aeronave, tambien manifiesta que si la aeronave se encuentra volando en un nivel alto de temperatura el instrumento indicará una falla de altitud mas alta con respecto a la altitud verdadera en la que la aeronave se encuentra volando.



Figura 7. Operación del altímetro con relación a la temperatura.
Fuente: (H, s.f.).

2.6.4 Error de histéresis.

Error que produce un cierto retraso en las indicaciones. Mayor cuanto más rápido se cambia de altura. Debido a estos errores el altímetro aneroide mecánico presenta una precisión como esta:

- ± 50 pies al nivel del mar
- ± 175 pies a 10,000 pies de altura
- ± 600 pies a 40,000 pies de altura

En la figura inferior se muestra como un cambio de altitud (Por ejemplo de 1000 pies), resulta en diferentes cantidades de expansión de la cápsula. Normalmente la cápsula se expande mucho más a bajas altitudes y mucho menos a grandes altitudes.

Precisamente en ese efecto tiene mucho que ver con la curva de histéresis de la capsula aneroide. La histéresis es la tendencia de un material a conservar una de

sus propiedades, en ausencia del estímulo que la ha generado. Se pueden encontrar diferentes manifestaciones de este fenómeno.

El comportamiento de la capsula aneroide en el altímetro es similar a la siguiente figura. Tal como se puede apreciar, existe un retraso en la indicación tanto si se asciende como si se desciende. No existe una expansión instantánea de la cápsula si no gradual. Este efecto es lo que se ha venido en denominar el ciclo de histerésis de la cápsula aneroide. (flight, 2015)

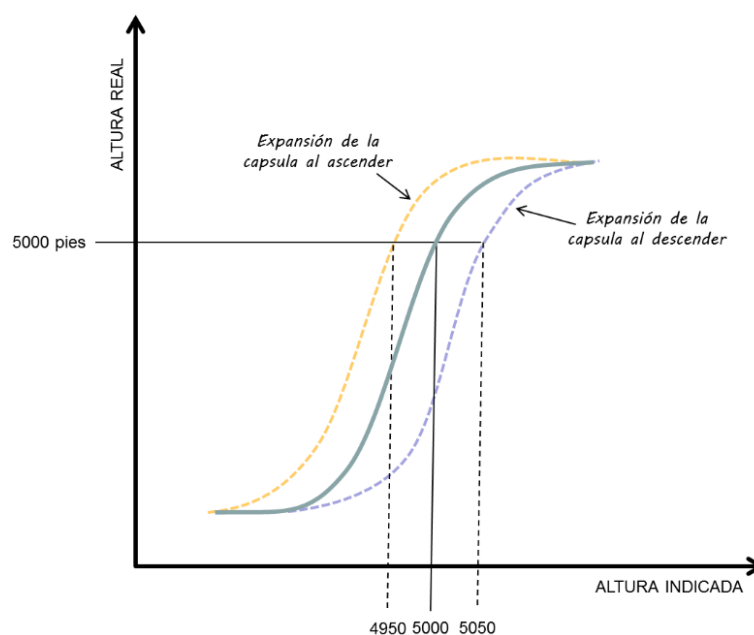


Figura 8. Ciclo de Histerésis de la cápsula aneroide.
Fuente: (flight, 2015).

2.6.5 Error de presión a nivel del mar.

La diferencia entre la altitud indicada y altitud verdadera aparece porque la presión real a nivel medio del mar puede variar considerablemente de la estándar. Si la atmósfera es la atmósfera estandar internacional, la altitud Indicada corresponde con la altitud verdadera, pero en cualquier otro caso esto no es cierto.

Si el altímetro se ha ajustado a 1013hPa- Mb, la altitud real del avión es superior a la altitud indicada en el altímetro cuando la presión QNH es superior a la estándar, y la altitud de vuelo es inferior a la indicada por el altímetro cuando el QNH del lugar es inferior a la estándar.

Esto da lugar al dicho: de mayor a menor, si el altímetro está calado al QNH correcto este error no se produce. Pero como los aviones que están por encima del nivel/altura de transición tienen el altímetro ajustado a 1013hPa por normativa, casi siempre existirá este error. Este error barométrico es especialmente significativo e importante volando bajo, en bajas presiones, temperaturas bajas y en zonas montañosas, ya que puede haber diferencias notables con la altitud real de hasta 500 y 1000 pies.

En los manuales de vuelo de cada avión hay tablas que informan de cómo afectan estas variaciones a los altímetros que se encuentran instalados. Como norma de cálculo se puede aproximar que 1hPa – Mb equivale a 27 pies de altura en niveles bajos. Esta norma es válida cercano al nivel medio del mar pero pierde validez con la altura y ya no es aplicable en niveles muy superiores. (Palomares., 2015)

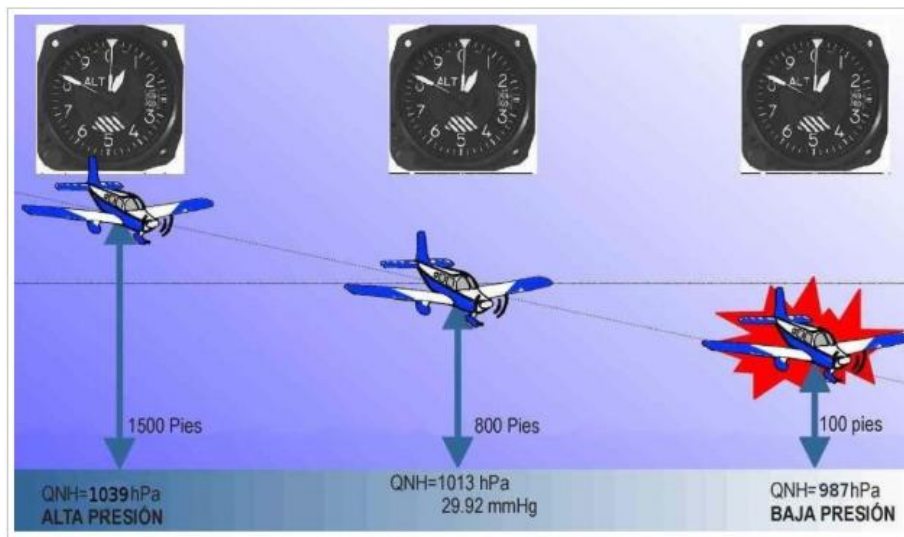


Figura 9. Nivel de transición.

Fuente: (Palomares., 2015).

2.7 Tipos de presión referencial.

2.7.1 QFE (código para la presión atmosférica en la elevación del aeródromo).

Es la presión de la línea isobárica que en ese momento pasa por el aeródromo. Esta presión es medida directamente por el barómetro del servicio meteorológico. No utilizada en la práctica. Si se ajusta el altímetro con la presión QFE que nos dé un aeródromo, este marcará 0 al despegar o aterrizar en el mismo. (Cedeño, 2014)

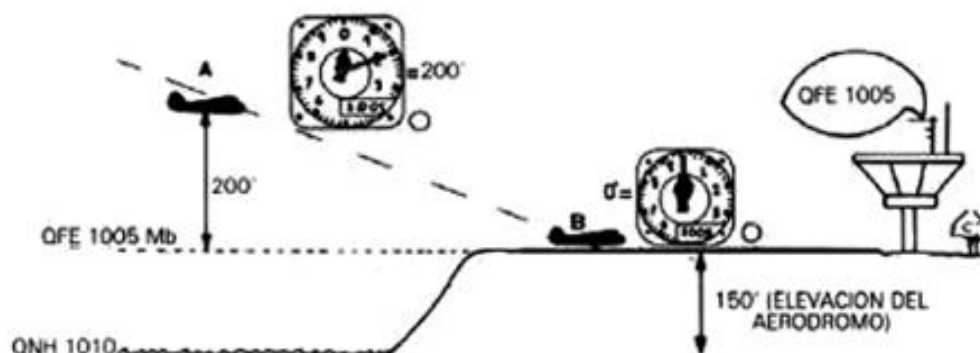


Figura 10. Ejemplo de QFE.

Fuente: (Redaccion, ASOC. PASIÓN POR VOLAR, 2016).

2.7.2 QNH (código para la presión atmosférica a nivel del mar).

Presión al nivel del mar deducida de la existente en el aeródromo (QFE), considerando la atmósfera con unas condiciones estándar, es decir sin tener en cuenta las desviaciones de la temperatura real con respecto a la estándar. Esta presión de referencia es la más utilizada por los pilotos. Normalmente las torres de control y las estaciones de seguimiento nos darán la presión QNH.

La utilidad de esta presión de referencia se debe a que en las cartas de navegación y de aproximación a los aeródromos, las altitudes (de tráfico, de circuito con fallo de radio, obstáculos, balizas, etc...) se indican respecto al nivel del mar. Con esta presión de referencia, al despegar o aterrizar el altímetro debería indicar la altitud real del aeródromo. (Cedeño, s.f.)

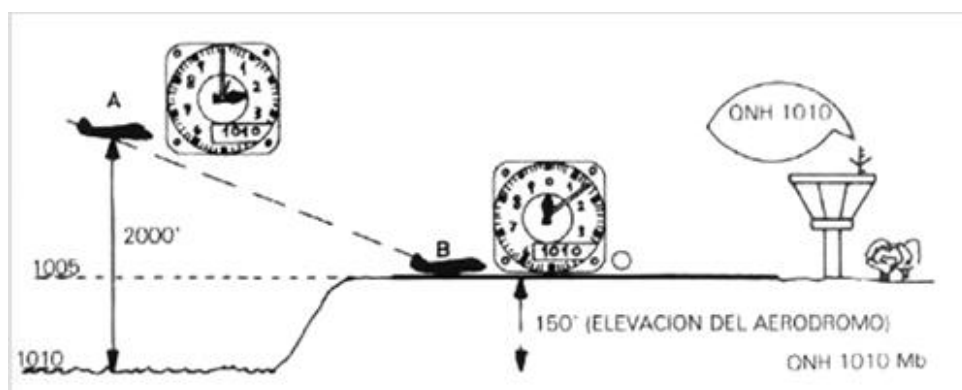


Figura 11. Ejemplo de QNH.

Fuente: (Redaccion, ASOC. PASIÓN POR VOLAR, 2016).

2.7.3 QNE (código para la distancia atmosférica desde un aeródromo dado a la capa isobárica de 1013.2 mb).

Presión estándar al nivel del mar. Por encima de una determinada altitud denominada de transición. Los reglamentos aéreos establecen que todos los aviones

vuelen con la misma presión de referencia. Esta presión, 29,92" o 1013 milibares, es la correspondiente a la atmósfera tipo al nivel del mar. De esta manera, cualquier cambio en las condiciones atmosféricas afectan por igual a todos los aviones, garantizando la altura de seguridad que los separa. (Cedeño, 2014)

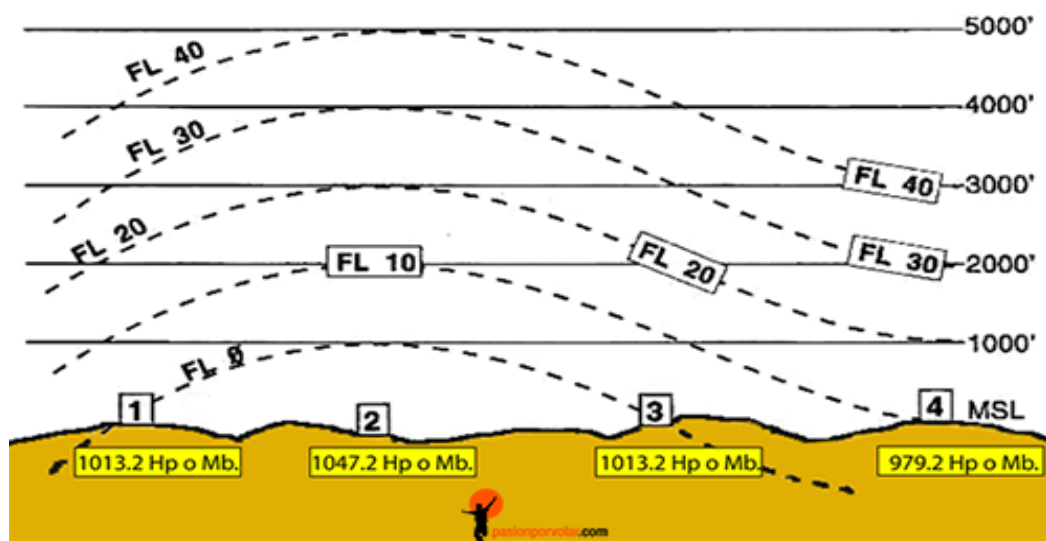


Figura 12. Ejemplo de QNE.

Fuente: (Redaccion, ASOC. PASIÓN POR VOLAR, 2016).

2.8 Separación Vertical Mínima Reducida

Se implementó RVSM para reducir la separación vertical por encima del nivel de vuelo (FL) 290 de 2000 pies mínimo a 1000 pies mínimo. Permite a las aeronaves volar con seguridad más perfiles óptimos, obtener ahorros de combustible y aumentar la capacidad del espacio aéreo.

El proceso de cambiar de forma segura el estándar de separación requirió un estudio para evaluar el rendimiento real de los usuarios del espacio aéreo bajo el antiguo estándar de separación vertical de 2000 pies y el rendimiento potencial bajo el nuevo estándar de 1000 pies.

En 1988, la Revisión de la OACI del Concepto General del Panel de Separación (RGCSP) completó este estudio y concluyó que la implementación segura del estándar de separación de 1000 pies era técnicamente factible. RVSM se implementó posteriormente y hoy RVSM representa un estándar global para la separación vertical de 1000 pies (ADMINISTRATION, 29)

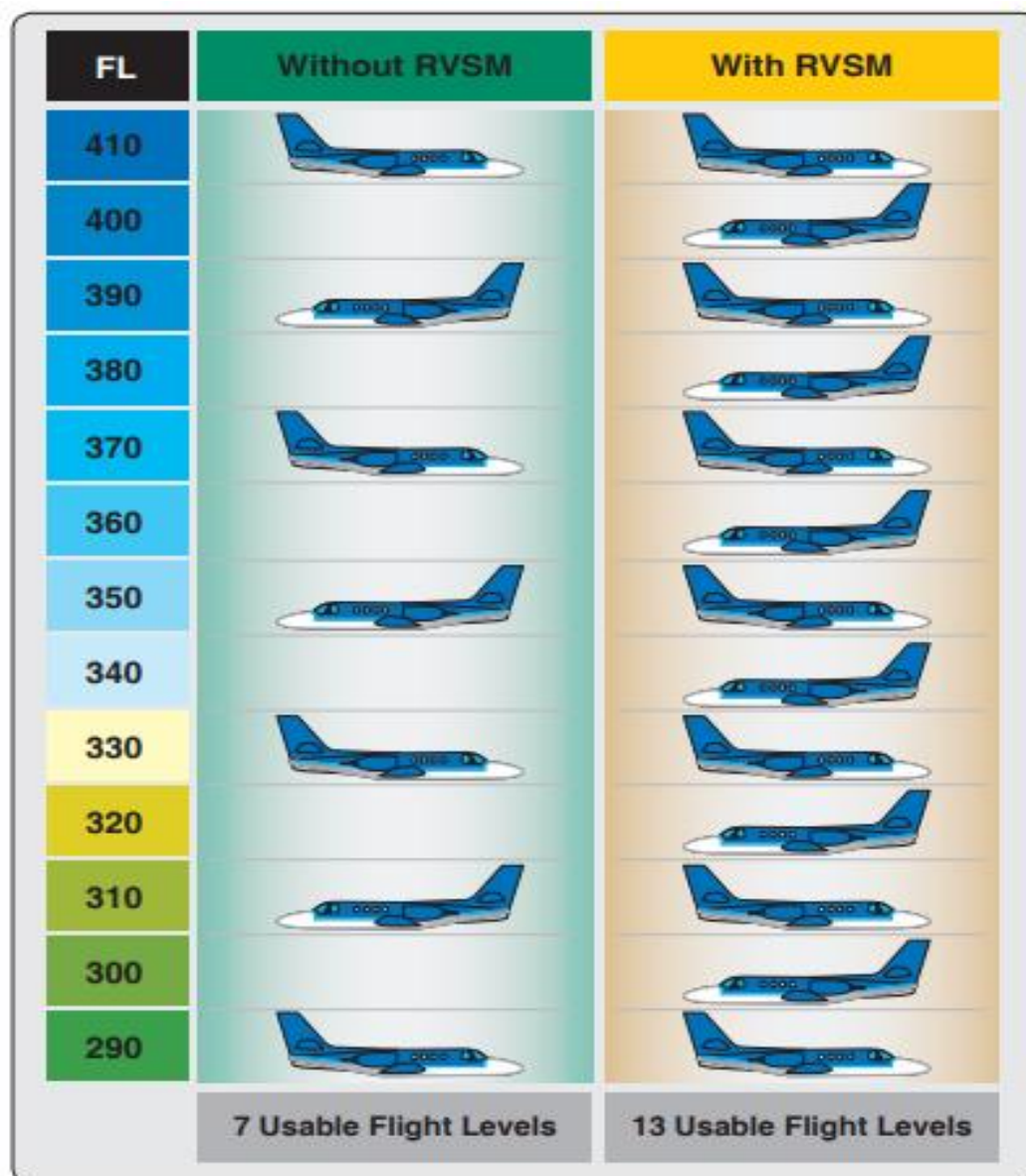


Figura 13. Aumento de aeronaves permitidas entre FL 180 y FL 410.

Fuente: (administration, Federal aviation, s.f.).

2.8.1 Objetivo de la implementación del RVSM.

El objetivo de la RVSM es reducir la separación vertical entre aeronaves desde los 2000 ft. Actuales a los 1000 ft para los niveles de vuelo (FL) por encima de FL290. Con ello, se obtienen seis niveles adicionales, incrementando de manera significativa la capacidad del espacio aéreo utilizado habitualmente por aeronaves propulsadas a reacción.

Al mismo tiempo, aumentan considerablemente las posibilidades de asignar perfiles de vuelo óptimos a los operadores, con los consiguientes ahorros en combustible y tiempo de vuelo. (ECURED)

2.8.2 Requisitos de los sistemas con lo que debe cumplir una aeronave para certificarse en RVSM.

Los aviones debe cumplir con los siguientes requisitos:

- El avión debe ser fabricado según un diseño nominalmente idéntico, y ser aprobado bajo el mismo certificado de tipo, una enmienda del certificado de tipo o un certificado de tipo suplementario, según corresponda;
- El sistema estático de cada avión debería ser nominalmente idéntico y ser instalado de tal manera y posición que sea igual a los de los otros aviones del grupo. Las correcciones del error de la fuente estática (SSE) deberían ser idénticas para todos los aviones del grupo; y
- Las unidades de aviónica instaladas en cada avión, para que cumplan los requisitos del equipo mínimo RVSM de este apéndice deben ser:

- A.** Fabricadas con la misma especificación del fabricante y deben tener el mismo número de parte; o
- B.** De otro fabricante o de un número de parte diferente, si el solicitante demuestra que el equipo proporciona una performance de sistema equivalente. (RDAC 091)

2.9 Regulación Técnica RDAC 043 “Mantenimiento”.

2.9.1 Apéndice 3 “Inspecciones y pruebas de sistema altimétrico.

La regulación aeronáutica de aviación civil 043, mediante su apéndice 3 establece lo siguiente, la información contenida en el presente documento es aplicable cuando los manuales de mantenimiento de la aeronave no han desarrollado esta prueba. (CIVIL, 2017). Ver anexo B.

Tabla 3.

Información establecida en las normativas de aviación civil.

PRUEBAS DE ALTIMETRÍA	
INFORMACIÓN ESTABLECIDA EN LAS NORMATIVA DE AVIACIÓN CIVIL	
RDAC 91	<p style="text-align: center;">Inspección de equipos e Instrumentos</p> <p>Cuando no se encuentra información técnica por parte del fabricante para períodos de inspección, el explotador debe realizar la siguiente inspección:</p> <ul style="list-style-type: none"> • Por lo menos una inspección al sistema altimétrico cada 24 meses, en concordancia al Apéndice 3 de la RDAC 043.

2.10 Bancos de Prueba para el sistema altimétrico.

2.10.1 Preston Pressure PS 525 A portable digital pitot-static tester with encoder reader.

La caja de prueba pitot-estática de datos aéreos PS-525 / PS-525A es un comprobador de pantalla digital que se utiliza para probar altímetros de aeronaves, indicadores de velocidad del aire, sistemas pitot-estáticos y otros dispositivos de vacío y baja presión. Esta caja de prueba incorpora tecnología de sensor transductor que es en gran parte inmune a las fallas y reparaciones costosas asociadas con instrumentos analógicos. El PS-525 A es alimentado por batería y portátil. (También está disponible una versión sin batería).

Las fuentes de vacío y presión se derivan de bombas internas independientes, y cada una tiene su propio depósito, lo que elimina la complejidad y el mantenimiento de una válvula selectora de presión / vacío adicional. El probador puede simular la presión y el vacío adecuados para hasta 35K pies (para los modelos PS-525), (50 K pies para los modelos PS-525A) y 650 nudos.

El PS-525 mide altitud en pies y metros. La velocidad aérea se muestra en millas por hora, kilómetros por hora y nudos. El vacío y la presión también se pueden seleccionar en varias unidades de medida, incluidas pulgadas Hg, milibares, mm Hg y Psia. El PS-525 también incluye un lector de codificador de altitud digital interno este lector puede medir salidas de codificador de -1200 pies a 62,700 pies. Las entradas se pueden seleccionar entre el código gris o RS232. (prestonpressure.com)



Figura 14. Pitot – static test set.
Fuente: (prestonpressure.com).

a. Rango de Operación Preston Pressure PS 525 A.

Tabla 4.
Rango de operación.

RANGO DE OPERACION	
Rango mostrado en pantalla	-1000 to 50,000 ft (-305 to 15,240 m.)
Rango de la bomba en vacío	-1000 to 50,000 ft (-305 to 15,240 m.)
Precisión del sensor	aproximadamente 0.03%
Rango de temperatura	32°F to 120° F (0 °C to 50°C)
Rango de velocidad	18 – 650 Knots, 34 –1204 KPH, 21 – 748 MPH, 0.00 – 1.00 Mach
Otras unidades de medida:	
InHg (Pulgadas de mercurio)	0.295 to 56.10
mBa (millibares)	10 – 1900
PSI (libras por pulgadas cuadradas)	0.145 to 27.55
mm HG (milímetros de mercurio)	7.5 – 1425
E.P.R. (Relación de presión del motor)	0.07-6.00
Entradas de decodificador	Gray Code, RS232: 1200, 2400, & 9600 baud
Fuente de alimentación	

CONTINÚA

Externa	24 VDC (De a 110/220 VAC adaptor)
Interna	12/24 VDC (De baterías recargables internas)
Opcional	110/220 VAC Alimentado por la red, sin baterías internas
Consumo de corriente	125 Ma
Bombas de vacío en funcionamiento	370 mA
Bomba de presión en funcionamiento	320 mA
Todos los sistemas en funcionamiento (y sin codificador conectado)	540 Ma

Fuente: (prestonpressure.com).

b. Descripción del componente Preston Pressure PS 525 A.

Tabla 5.

Descripción del componente preston pressure ps 525 A.

DESCRIPCIÓN DEL COMPONENTE PRESTON PRESSURE PS 525 A.	
Dos bombas de vacío	El lado de vacío utiliza dos bombas, conectadas en serie para lograr el nivel de vacío requerido para las pruebas de altitud. El lado de presión usa una bomba, que es suficiente para alcanzar todas las presiones necesarias para las pruebas de presión normales
Reservorios para presión y vacío	_____
Sistema de válvulas de medición	Permiten controlar la velocidad de flujo del aire desde las fuentes de presión o vacío, saliendo por los puertos de vacío y presión. Las válvulas de ventilación permiten medir el vacío producido o la presión de regreso a la atmósfera. Una válvula cruzada permite aislar los lados de presión y vacío, o permite el equilibrio de presiones, o incluso revertir el flujo normal de

CONTINÚA 

	presiones.
Dos medidores redondos	Permiten controlar el nivel de presión o vacío que se almacena en los reservorios del probador.
Pantallas digitales.	Para indicar la altitud, la velocidad del aire y varias otras mediciones de presión, basadas en las presiones detectadas en los transductores sensores.

Fuente: (PrestonPressure).

2.10.2 Barfield DPS450 Pitot Static Test Set.

Todas las funciones del comprobador son completamente automáticas y no requieren secuenciación manual de válvulas o reguladores. El DPS450 tiene control completamente automático por medio de la pantalla electroluminiscente de alto contraste y el teclado táctil de membrana. El controlador automatizado genera automáticamente y continuamente mantiene la altitud de entrada, la velocidad del aire o los valores VSI. El DPS450 mantiene con precisión el valor de entrada (Ps, PT, Airspeed, Alt, etc.) superando cualquier valor de presión causado por un sistema con fugas.

Un sensor de precisión en el canal estático proporciona una altitud de alta precisión, medición y simulación. Esta alta precisión y estabilidad (consulte las Especificaciones de datos del aire para obtener más detalles) califica al DPS450 para certificar aeronaves para operación RVSM y aumenta el intervalo de calibración desde 30 días a una vez al año. La pantalla sofisticada pero fácil de usar es totalmente programable para una variedad de requisitos de prueba. (Barfield)



Figura 15. Barfield DPS450 pitot static test set.

Fuente: (Barfield, AvionTEq, 2010 - 2019).

a. Rango de operación Barfield DPS450 Pitot Static Test Set.

El ADTS 505 se suministra con un rango completo de 650 nudos para la medición y el control del canal de presión de pitot. La unidad puede medir altitud hasta 105,000 pies; el control de altitud depende del rendimiento de la bomba, la bomba integral es capaz de alcanzar -2000 a 60,000 pies (Set).

Tabla 6.

Rango de operación.

RANGO DE OPERACIÓN	
Altitud	-2,000 ft a 60,000ft
Calibrador de velocidad de	0.0 knots a 650.0 knots
Mach	2.800
Radio de ascenso	40,000 ft/min
Estático (absoluto)	10.90 mbar to 1355.00 mbar
Dinámico o impacto (diferencial)	-1355.00 mbar to 2490.00 mbar
MAX Radio Ps	1000 mbar/min
MAX Radio Qc	1000 mbar/min
Rango EPR	0.1 to 10.0

Fuente: (Set).

2.10.3 Barfield DPS500 Pitot Static Test Set.

El DPS500 Air Data Test Set (ADTS) es un comprobador Pitot-Static auto-contenido, transportable, completamente automatizado y programable por el usuario ubicado en un gabinete de estilo militar. Un DPS500 consta de un controlador de doble canal DPS501, una caja de vuelo en línea, un terminal de mano remota, una bomba de vacío / presión eléctrica y otros accesorios. La pantalla / terminal de mano remota permite una operación conveniente desde la cabina del piloto. (Barfield, AvionTEq)



Figura 16. Barfield DPS500.

Fuente: (Barfield, AvionTEq, 2010 - 2019).

a. Rango de Operación Barfield DPS500 Pitot Static Test Set

Los rangos estándar incluyen una velocidad del aire de 850 nudos, hasta 15,000 pies / min. VSI, - 3,000 a 105,00 pies de altitud y 0 a Mach 6.5 (Barfield, AvionTEq).

Tabla 7.
Rango de operación.

RANGO DE OPERACIÓN	
Rango de altitud	-3,000 to 105,000 Ft. (Bomba capaz de entregar 80,000 Ft.)
Rango de velocidad	20 to 850 knots 20 to 1000 knots (Opción especial de velocidad aérea de alto rango)
Radio de ascenso	0 to \pm 15,000 Ft/min. en grandes volúmenes
Rango de Mach	0.16 to 6.5
Rango de canal Ps	0.1 to 40 inHg absoluto (puerto de Estatico)
Rango de canal Pt	0.3 to 80 inHg absoluto (puerto de Pitot) 0.1 to 103.3 inHg (Opción especial de velocidad aérea de alto rango) absoluta (puerto de Pitot)
Rango de canal Qc	39.9 to 50.2 inHg diferencial -39.9 to 73.8 inHg Opción especial de velocidad aérea de alto rango) diferencial
Rango EPR	1 to 10

Fuente: (Barfield, AvionTEq).

b. Identificación de partes Barfield DPS500 Pitot Static Test Set.

A. DPS500 Flightline Air Data Test Set (Fig. 19).

Tabla 8.

DPS500 flightline air data test set Description.

1	Caja	Amarillo brillante rugoso y ecológico. Estuche sellado estilo militar
2	Controlador dual de canal DPS501	El controlador de doble canal proporciona una simulación automatizada del sistema Air Data / Pitot Static.
3	Conjunto de bomba de presión/ vacío	Bomba de vacío y presión de alto rendimiento con capacidad de 650 nudos y 80K Ft. a una velocidad vertical de hasta 15 K F / min en grandes volúmenes.
4	Terminal remoto de mano	Proporciona el control de la unidad de línea de vuelo DPS500 desde una ubicación remota, como la cabina de vuelo. El terminal de mano remoto proporciona control total de todos los equipos de prueba Capacidades y características con la excepción del controlador y la potencia de la bomba. (El terminal manual es opcional para el controlador de doble canal DPS501)
5	Terminal de mano conjunto led	Se suministran cables remotos de 6 pies y 60 pies con cada DPS500. Las opciones incluyen cables de 100 pies o 150 pies de longitud capaces de alcanzar aviones muy grandes cubiertas de vuelo

Fuente: (Barfield, AvionTEq).

2.10.4 Características de los bancos de prueba pitot- estático.

Tabla 9.

Características de los bancos de prueba pitot- static.

BANCOS DE PRUEBA PITOT STATICO			
Equipo	PRESTON PRESSURE	BARFIELD DPS	BARFIELD DPS 500
Características	PS 525 A	450	
Rango de altitud	-1000 a 50000 ft	-2000 a 60000 ft	-3000ft a 105000 ft
Rango de velocidad	18 a 650 knots	0.00 – 650.0 knots	20 a 850 knots
Temperatura de operación	-32°F a 150°F	32°F a 122°F	14°F a + 122°F
Operación de la bomba	-1000 a 50000 ft	-2000 a 60000 ft	80000 ft
Mach/epr	0,00 – 1.00/ 0.07 – 6.00	0.16 a 2.8/ 0.1 a 10.0	0.16 a 6.5 / 0.1 a 10
Peso	20 lbs (9kg)	33 lbs (15 kg)	63.8 lbs (28.9 kg)
Costo	5495.00 USD	18975.00USD	27392.00 USD

Fuente: (Barfield, AvionTEq, 2019), (PrestonPressure), (Barfield, AvionTEq)

CAPÍTULO III

3. DESARROLLO DEL TEMA

3.1 Introducción

El presente trabajo de monografía para titulación tiene como objetivo general realizar la inspección del sistema altimétrico de acuerdo a la información técnica aplicable a la aeronave Hawker Siddeley 400-125, para lo cual se necesito realizar una selección previa del equipo de pruebas más acorde al sistema pitot-estático de la aeronave.

Posterior a la selección y adquisición del equipo se realizó un chequeo de tránsito en la aeronave para determinar la condición de las tomas de pitot y las tomas estáticas colocadas respectivamente en la estructura del fuselaje.

Tras constatar que las tomas de pitot y estáticas no presentaban partículas de corrosión en sus respectivas superficies y mucho menos indecuadas condiciones de inseguridad en su instalación, se efectuaron procedimientos de desmontaje en parte de la estructura interna del fuselaje donde se encontraban las cañerías del sistema pitot y estático.

Posterior a la limpieza, se llevó a concretar una inspección en las conexiones, tomas y cañerías del sistema para determinar si presentaban principios de corrosión y/o condiciones de inseguridad en su instalación.

Finalizados los procedimientos de desmontaje, limpieza, inspección e instalación de la estructura desmontada, se procedieron con las respectivas pruebas al sistema altimétrico, a continuación se detallan todos los procesos descritos en la introducción.

3.1.1 Ponderación del equipo de pruebas pitot-estático.

Para la ponderación de selección del equipo de pruebas para el sistema altimétrico se consideraron las características de tres equipos de pruebas para el pitot-estático los parámetros analizados fueron los siguientes: Altitud, velocidad, temperatura de operación, operación de la bomba, número de Mach/ EPR, peso y el costo de los equipos y se realizó la siguiente tabla.

Tabla 10.
Comparación de características.

N°	EQUIPO CARACTERÍSTICAS	PRESTON PRESSURE PS			BARFIELD DPS 450			BARFIELD DPS 500		
			525 A							
1	Rango de altitud	20%	3	0.6	20%	3	0.6	20%	4	0.8
2	Rango de velocidad	15%	2	0.3	15%	3	0.45	15%	4	0.6
3	Temperatura de operacion	5%	3	0.15	5%	2	0.1	5%	4	0.2
4	Operación de la bomba	15%	2	0.3	15%	3	0.45	15%	4	0.6
5	Mach/EPR	5%	2	0.1	5%	3	0.15	5%	4	0.2
6	Peso	10%	4	0.4	10%	2	0.2	10%	1	0.1
7	Costo	30%	4	1.2	30%	2	0.6	30%	1	0.3
	Selección Prevista	100%		3.05	100%		2.55	100%		2.8

Tras el análisis de las características de operación de los equipos de pruebas de pitot-estático se determinó el equipo Preston Pressure PS 525 A, como la mejor alternativa para la realización del proyecto, puesto que en relación a los dos equipos analizados las características del PS 525 A mantiene las características de operación a un rango no muy inferior con respecto a los otros equipos y cuenta con un costo y peso muy inferior con respecto a los otros equipos.



Figura 17. Pitot – static test set.
Fuente: (prestonpressure.com).

3.2 Equipos de Protección.

- Overol.
- Zapatos punta de acero.
- Guantes.
- Mascarilla.

3.3 Herramientas y materiales.

- Desarmadores punta plana y estrella.
- Juego de rachas y puntas.
- Juegos de llaves.
- Tapones de cañerías.
- Tela pañal.
- Inhibidor de corrosión.
- Alcohol Industrial.

3.4 Chequeo de Tránsito, Remoción, limpieza.

- Se procedió con un chequeo de tránsito, para determinar la condición estructural de las tomas estáticas y tomas pitot de la estructura de la aeronave.
- Posterior al chequeo de tránsito se desmontaron: asientos del comandante y primer oficial acorde a la información del AMM 25-10-21, Pág201., paneles laterales y del piso de la cabina de vuelo, utilizando la herramienta de trabajo adecuada.
- Culminados los procedimientos de desmontaje se efectuaron una limpieza, para el efecto fue necesario usar tela pañal, alcohol industrial, mismos materiales de limpieza permitieron remover partículas de polvo presentes en la superficie de las líneas del sistema pitot estático.

3.5 Inspección, instalación.

- Finalizados los procedimientos de desmontaje y limpieza se procedió a inspeccionar el sistema de pitot-estática conforme a la información obtenida en el AC 43.13-1B (Inspección del sistema) y a la información del AMM 34-11-00 Pág 201-207, posterior a la inspección se aplicó una película de inhibidor de corrosión sobre la superficie de las líneas del sistema pitot y estática.



Figura 18. Inspección, limpieza de cañerías sistema pitot y estática

3.6 Pruebas al sistema altimétrico de la aeronave Hawker Siddeley 400-125.

3.6.1 Alimentación de altímetros del aeronave al equipo de pruebas PS 525 A.

Se instaló una conexión a las tomas de estática, la cual fue conectada mediante un acople en (T) al equipo de pruebas PS 525-A, mismo procedimiento que permitió enviar presión de vacío al mismo tiempo a los dos instrumentos para las pruebas necesarias.



Figura 19. Conexión de las líneas del banco de pruebas.

3.6.2 Ajuste de los altímetros.

Los instrumentos de altímetro se ajustaron a una presión referencial de 29,92 inHg o 1013 mb para la aplicación de las pruebas para la obtención de los parámetros óptimos de operación de los instrumentos con respecto al banco de pruebas.



Figura 20. Ajuste del altímetro

3.6.3 Energizado de la aeronave Hawker Siddeley 400-125.

Para las pruebas de altimetría se energizó la aeronave ya que los instrumentos de altímetro necesitaron ser energizados para su respectiva operación, se conecto la planta a los puertos de planta externa en la aeronave, posterior se coloco el interruptor de encendido en la posición tierra en el panel superior de la aeronave e inmediatamente se accionaron los inversores para el encendido de los respectivos sistemas .



Figura 21. Energizado y encendido de la aeronave.

3.6.4 Alimentación y encendido del equipo de pruebas PS 525 A.

- Para la adecuada alimentación y operación del equipo de pruebas PS 525-A, referirse al manual de operación del equipo. Ver en anexo E.

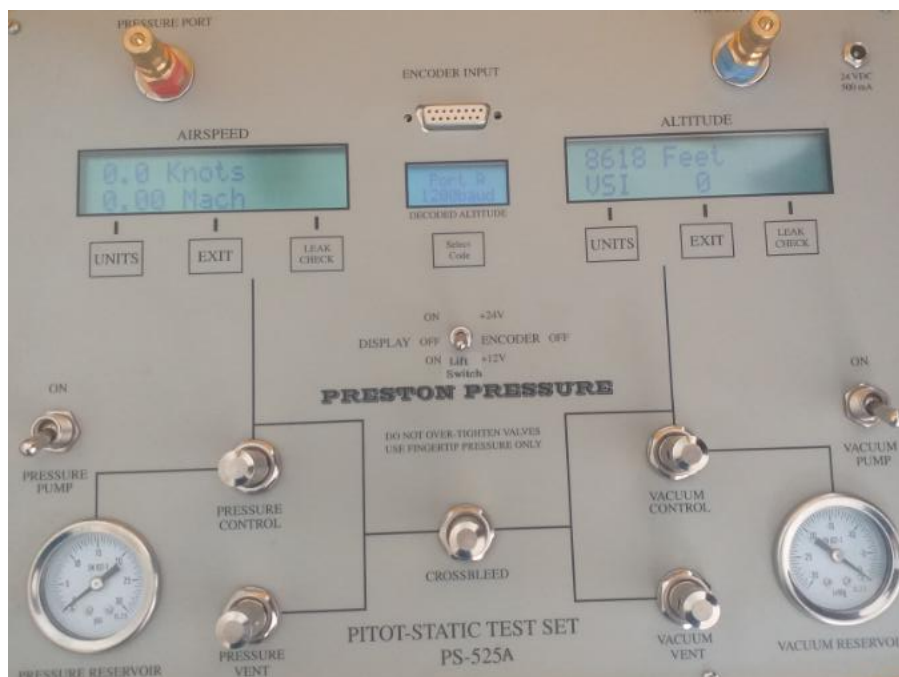


Figura 22. Encendido del equipo.

3.6.5 Prueba de error de escala de altímetros.

Para la prueba de error de escala se aplicó la Tabla I del apéndice 3 de la RDAC 043 “Mantenimiento”, se aplicaron los parámetros de altitud en pies para la inspección del sistema altimétrico, mismos parámetros se muestran en la tabla posterior de pruebas.

Tabla 11.
Pruebas al sistema altimétrico.

Altitud (Pies)	Presion equivalente(Pulgadas)	Tolerancia +(Pies)	Comandan te	Operativo	Primer oficial	Operativo
-1000	31.018	20	-1000	Si	-1000	Si
0	29.921	20	0	Si	0	Si
500	29.385	20	510	Si	500	Si
1000	28.856	20	1000	Si	1020	Si
1500	28.335	25	1500	Si	1520	Si
2000	27.821	30	2010	Si	2000	Si
3000	26.817	30	3020	Si	3000	Si
4000	25.842	35	3650	No	4000	Si
6000	23.978	40	6000	Si	6030	Si
8000	22.225	60	8010	Si	8000	Si
10000	20.577	80	10010	Si	10000	Si
12000	19.029	90	12000	Si	12000	Si
14000	17.577	100	14000	Si	14000	Si
16000	16.216	110	16020	Si	16040	Si
18000	14.942	120	18040	Si	18000	Si
20000	13.750	130	19600	No	20040	Si
22000	12.636	140	22100	Si	22040	Si
25000	11.104	155	25050	Si	25060	Si
30000	8.885	180	30000	Si	30000	Si
35000	7.041	205	34775	No	35000	Si

Fuente: (DIRECCION GENERAL DE AVIACION CIVIL).

Las altitudes de 4000ft, 20000ft, y 35000ft que se simularon en el banco de pruebas para los chequeos de altimetría tanto en el altímetro del comandante como en el primer oficial, se pueden observar en las siguientes imágenes.

Prueba a 4000ft altímetro izquierdo.



Figura 23. Prueba a 4000ft.

Prueba a 20000ft altímetro izquierdo.



Figura 24. Prueba a 20000ft

Prueba a 35000ft altímetro izquierdo.



Figura 25. Prueba a 35000ft.

Prueba a 4000ft altímetro derecho.



Figura 26. Prueba a 4000ft.

Prueba a 20000ft altímetro derecho.



Figura 27. Prueba a 20000ft

Prueba a 35000ft altímetro derecho.



Figura 28. Prueba a 35000ft.

3.6.6 Error de escala barométrica.

La normativa aeronáutica descrita en el apéndice 3 de la RDAC 043, manifiesta lo siguiente: A presión atmosférica constante, la escala barométrica debe ser ajustada a cada una de las presiones dentro del rango de ajuste que esten listadas en la tabla IV y debe causar que la aguja indique la diferencia de presión equivalente indicada en la tabla IV, con una tolerancia de 25 pies.

a. Prueba de diferencia de presión – altitud.

Tabla 12.

Prueba de diferencia de presión-altitud.

Presión (Pulgadas de hg)	Diferencia de Altitud (pies)	Tolerancia Altitud (pies)	Comandante Altitud (pies)	Operativo	Primer Oficial Altitud (pies)	Operativo
28,10	-1.727	25 ft	6900 ft	Si	6900 ft	Si
28,50	-1.340	25 ft	7300 ft	Si	7300 ft	Si

CONTINÚA 

29,00	-863	25 ft	7780 ft	Si	7780 ft	Si
29,50	-392	25 ft	8255 ft	Si	8260 ft	Si
29,92	0	25 ft	8640 ft	Si	8640 ft	Si
30,50	+531	25 ft	9170 ft	Si	9170 ft	Si
30,90	+893	25 ft	9530 ft	Si	9530 ft	Si
30,99	+974	25 ft	9600 ft	Si	9600 ft	Si

Fuente: (DIRECCION GENERAL DE AVIACION CIVIL).


Para las pruebas de diferencia de presión y altitud de 29,50, 29,92 y 30,50 a la que fue sometido el altímetro del comandante y primer oficial se observaron los valores entregados en las siguientes imágenes:

Prueba de diferencia de presión- altitud 29,50 Inhg.

Tabla 13.

Prueba de diferencia de presión- altitud 29,50 Inhg.

Cálculo	Instrumento	Tolerancia	Criterio de operación
$8640\text{ft} - 392\text{ft} = 8248\text{ft}$	8255ft	+25ft	Operativo




Prueba de diferencia de presión- altitud 29,92 Inhg.

Tabla 14.

Prueba de diferencia de presión- altitud.

Cálculo	Instrumento	Tolerancia	Criterio de operación
$8640\text{ft} - 0\text{ft} = 8640\text{ft}$	8640ft	+25ft	Operativo




Prueba de diferencia de presión- altitud 30,50 Inhg.

Tabla 15.

Prueba de diferencia de presión- altitud.

Cálculo	Instrumento	Tolerancia	Criterio de operación
8640ft+531ft=9171ft	9710ft	+25ft	Operativo



3.6.7 Observaciones en los instrumentos de altímetro.

Durante las pruebas al que fue sometido el sistema altimétrico de la aeronave se observó que la caja del altímetro del lado izquierdo presentó una falla en la perilla que permite el ajuste de la presión referencial, para lo cual se requiere una reparación que debe ser realizado por personal aeronáutico debidamente capacitado y habilitado para reparaciones de cajas altimétricas.

3.6.8 Resultados de las pruebas de altimetría.

Mediante la información técnica establecida en el apéndice 3 de la RDAC 043, nos manifestó realizar una prueba de un rango de entre 1 minuto a 10 minutos para lo cual se aplicó pruebas de un rango de 2 minutos, mismos rangos de pruebas determinaron que los altímetros de la aeronave Hawker Siddeley 400-125, se encuentran dentro de los parámetros de prueba de error de escala barométrica establecidos en la tabla IV.

3.6.9 Puesta en operacion la aeronave y apagado del equipo PSP 525-A.

Posteriores a las pruebas al sistema altimétrico se procedió a dejar la aeronave en condiciones iniciales se desconectaron las líneas de pitot, líneas estáticas, se desenergizó la aeronave se colocó el interruptor en la posición en vuelo, los inversores se colocaron a la posición inicial y se apagó del equipo de pruebas.



Figura 29. Desenergizado de la aeronave y apagado del equipo de pruebas.
Fuente: Investigación de campo.

3.7 Estudio Económico.

3.7.1 Presupuesto.

Al momento de realizar el anteproyecto se estimó un equipo Barfield 1811DAOA para las pruebas del sistema pitot, mismo equipo superaba en costos el presupuesto con el que se contaba, el mismo que fue de 1600USD., Acontinuacion se detallaran los costos reales al realizar el proyecto.

Costos Primarios.

- Equipo.
- Liquidación fletes.

- Liquidación impuestos.
- Transporte a la Universidad.

Tabla 16.
Costos primarios.

Costos Primarios	
Equipo	5495USD
Liquidación fletes	285USD
Liquidación impuestos	1319.05USD
Transporte a la Universidad	50USD
Total costos primarios	7149.05 USD
Total de gasto primario por tesista	1429.81USD

La implementación del equipo fue realizada en conjunto con otros 4 tesistas por lo tanto se dividieron los costos de adquisición del equipo para 5 tesistas dando un valor de costo por tesista de **1429.81USD**.

Costos Secundarios

- Herramientas especiales.
- Kits de limpieza.
- Papelería.
- Transporte a la Universidad, Alimentación.

Tabla 17.
Costos secundarios.

Costos	
Herramientas especiales	20USD
Kits de limpieza	10USD
Papelería	2USD
Trasnporte a la Universidad, Alimentación	35USD
Total de gastos secundarios	67USD

3.7.2 Costos totales del desarrollo del proyecto.

Tabla 18.
Costos totales.

Costos Totales	
Total de gasto primario por tesista	1429.81USD
Total de gastos Secundarios	67USD
Total de costos	1496.81USD

CAPÍTULO IV

4. CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

4.1 Conclusiones:

- Con la información técnica obtenida en el AMM de la aeronave Hawker Siddeley 400-125, se realizó la inspección visual en las cañerías del sistema pitot-estático, mediante la inspección se logró constatar que las cañerías de la toma pitot y toma estática se encontraban conectados sin ninguna discrepancia por corrosión e inseguridad de instalación.
- Al obtener la información necesaria sobre tres equipos de pruebas del sistema pitot-estático y posterior análisis de estudio de los diferentes parámetros tanto de operación, peso, costo, etc., se tomó la decisión de adquirir un equipo de pruebas PRESTON PRESSURE PS 525 A.
- Con la información técnica establecida en la RDAC 043 “Mantenimiento” Apéndice 3, y mediante la utilización, del equipo PS 525 A, se permitió realizar las pruebas al sistema altimétrico de la aeronave Hawker Siddeley 400-125, perteneciente a la Unidad de Gestión de Tecnologías UGT-ESPE, mismas pruebas determinarán que los altímetros presentaban condiciones óptimas de operación y que el altímetro del comandante presentaba un defecto operacional en la perilla que permite el ajuste de la escala de la presión barométrica, el altímetro del primer oficial no presenta defectos operacionales ni funcionales.

4.2 Recomendaciones:

- Implementar adecuadas instalaciones de trabajo y preservación de las aeronaves, conexiones 220 voltios, Implementar acoples de pitot acorde al número de parte del pitot de la aeronave Hawker Siddeley 400-125 para mantener la precisión en las pruebas de altímetros, indicadores de velocidad del aire, sistemas pitot-estáticos y otros dispositivos de vacío y baja presión, implemetar una planta externa trifásica para energizar las aeronaves.
- Capacitar a los docentes de carrera mediante exposiciones y demostraciones de las diferentes operaciones de pruebas del equipo PSP 525 A, debiéndose leer el manual del equipo previa a la manipulación del mismo, para evitar daños en los instrumentos a probarse y en el equipo PSP 525 A de pruebas.
- Utilizar los respectivos equipos de protección, información técnica y legal aplicable a la aeronave y equipo de pruebas PSP 525 A, utilizar la herramienta y materiales adecuados para realizar las debidas inspecciones sobre las cañerías del sistema de pitot-estatico, mantener el area de trabajo limpia y organizada.

GLOSARIO DE TÉRMINOS

Aeronave.- Vehículo con o sin motor capaz de sustentarse en el aire.

Aeronavegabilidad.- Aptitud técnica y legal que debe poseer una aeronave en operación.

Altitud.- Es la distancia medida verticalmente desde un punto de la superficie terrestre con respecto al nivel del mar.

Altura.- Es la distancia medida verticalmente de un objeto volando con un punto en la tierra.

Autonomía.- Es el tiempo máximo en que la aeronave puede permanecer en vuelo.

Calibración.- Proceso de comparar medidas obtenidas de un instrumento de medición con la medida correspondiente de un patrón de referencia.

Envergadura.- Distancia entre las dos puntas de las alas de una aeronave.

Error de Histéresis.- fenómeno de descompensación que existe cuando se hace una comparación entre la variación de una misma medida tanto a nivel descendente como ascendente, que en realidad debería de tener el mismo recorrido.

Implementar.- Poner en funcionamiento o llevar a cabo una cosa determinada.

Inspección.- Es llevar a cabo un conjunto de tareas para determinar discrepancias sobre los equipos, instrumentos, superficies, etc., en la aeronave.

Mantenimiento.- Conjunto de tareas a ejecutarse para mantener la aeronavegabilidad en la aeronave.

Materiales Compuestos.- combinación de dos o más materiales, fases o constituyentes distintos a escala macroscópica, con el fin de conseguir una combinación de propiedades únicas.

Número de Mach.- Es la diferencia adimensional entre la velocidad del sonido y la velocidad de un objeto en vuelo.

Presición.- Capacidad de un instrumento de dar el mismo resultado en mediciones diferentes realizadas en las mismas condiciones o de dar el resultado deseado con exactitud.

Presurizar.- Mantener constante la presión de un espacio cerrado, especialmente la cabina de un avión, de una nave espacial, etc.

Presión Estática.- Es la que tiene un fluido, independientemente de la velocidad del mismo, y que se puede medir mediante la utilización de tubos piezométricos.

Presión Dinámica.- Diferencia entre la presión total y la presión estática.

ABREVIATURAS

Alt.- Altímetro.

ASI.- Indicador de velocidad del aire.

Aids.- Sistema de datos integrados de una aeronave.

EPR.- Relación de presión del motor.

Ft.- Pies.

HPA.- Hectopascal

InHg.- Pulgadas de mercurio.

Knots.- Nudos

Mba.- Milibares.

mmHg.- Milímetros de Mercurio.

MPH.- Milla por hora.

MSL.- Nivel medio del mar.

OACI.- Organización de aviación civil internacional.

PSI.- Libras por pulgadas cuadradas.

QFE.- Código para la presión atmosférica en la elevación del aeródromo.

QNE.- Código para la distancia atmosférica desde un aeródromo dado a la capa isobárica de 1013.2 mb.

QNH.- Código para la presión atmosférica a nivel del mar.

RDAC.- Regulación de aviación civil.

RGCSF.- Concepto general del panel de separación.

RVSM.- Separación vertical mínima reducida.

SSE.- (Streaming SIMD Extensions) Extensión al grupo de instrucciones.

REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ADMINISTRATION, F. A. (2017 de Agosto de 29). *www.faa.gov*. Recuperado el 01 de Junio de 2019, de *www.faa.gov*:
https://www.faa.gov/air_traffic/separation_standards/rvsm/

administration, Federal aviation. (s.f.). *Federal aviation administration*. Recuperado el 29 de Mayo de 2019, de Federal aviation administration:
https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/media/FAA-H-8083-15B.pdf

AERONAVALES, C. (27 de 04 de 2019). *AERONAVES PRESERVADAS DE LA AVIACIÓN NAVAL ARGENTINA*. Recuperado el 16 de Abril de 2019, de *AERONAVES PRESERVADAS DE LA AVIACIÓN NAVAL ARGENTINA*:
<http://aeronavespreservadasdelaaviacionnaval.blogspot.com/2013/02/hawker-siddeley-hs-125-serie-400-06535.html>

Aircraft, Raytheon. (1978). *Aircraft Maintenance Manual*. Raytheon Aircraft Company 2003. Recuperado el 22 de Diciembre de 2019

Barfield. (2010 - 2019). *AvionTEq*. Recuperado el 15 de Agosto de 2019, de AvionTEq: <https://www.avionteq.com/Barfield-DPS-450-Pitot-Static-Test-Set.aspx>

Barfield. (13 de 08 de 2019). *AvionTEq*. Recuperado el 16 de Agosto de 2019, de AvionTEq: <https://www.avionteq.com/document/Barfield-DPS-500-Pitot-Static-Test-Set-AvionTEq.pdf>

Barfield. (s.f.). *AvionTEq*. Recuperado el 12 de Agosto de 2019, de AvionTEq: <https://www.avionteq.com/document/Barfield-DPS-450-Specification-Sheet.pdf>

Barfield. (s.f.). *AvionTEq*. Recuperado el 14 de Agosto de 2019, de AvionTEq:
<https://www.avionteq.com/document/DPS-500-Manual-Instruction.pdf>

Cedeño, J. J. (s.f.). *es.slideshare.net*. Recuperado el 02 de Abril de 2019, de
[es.slideshare.net: https://es.slideshare.net/juanmendoza7256/altimetra](https://es.slideshare.net/juanmendoza7256/altimetra)

CIVIL, D. G. (s.f.). *DIRECCION GENERAL DE AVIACION CIVIL*. Recuperado el 05
de Mayo de 2019, de DIRECCION GENERAL DE AVIACION CIVIL:
<https://www.aviacioncivil.gob.ec/biblioteca/>

D, A. (8 de 12 de 2017). *Aviación D*. Recuperado el 15 de Noviembre de 2019, de
Aviación D: <http://aviaciond.com/instrumentos-pitot-estatica/>

D, A. (8 de Diciembre de 2017). *aviaciond.com*. Recuperado el 16 de Noviembre de
2019, de aviaciond.com: <http://aviaciond.com/instrumentos-pitot-estatica/>

DIRECCION GENERAL DE AVIACION CIVIL. (s.f.). Recuperado el 12 de Enero de
2020, de DIRECCION GENERAL DE AVIACION CIVIL.

DIRECCIÓN GENERAL DE AVIACIÓN CIVIL-ECUADOR. (s.f.). Recuperado el 30 de
Enero de 2020, de DIRECCIÓN GENERAL DE AVIACIÓN CIVIL-ECUADOR:
<https://www.aviacioncivil.gob.ec/biblioteca/>

ECURED. (s.f.). Recuperado el 30 de Enero de 2020, de ECURED:
<https://www.ecured.cu/RVSM>

flight, g. b. (7 de Enero de 2015). *greatbustardsflight.blogspot.com*. Recuperado el 02
de Mayo de 2019, de greatbustardsflight.blogspot.com:
[https://greatbustardsflight.blogspot.com/2015/01/el-altimetro-convencional-y-el-ciclo-
de.html](https://greatbustardsflight.blogspot.com/2015/01/el-altimetro-convencional-y-el-ciclo-de.html)

Golpe, A. (s.f.). *amilarg.com.ar*. Recuperado el 02 de Abril de 2019, de *amilarg.com.ar*: <http://www.amilarg.com.ar/hawker-125-400.html>

Guido Enrico Bergomi, F. P. (s.f.). Manual del piloto de vuelo sin Motor. En F. P. Guido Enrico Bergomi, *Manual del piloto de vuelo sin Motor* (pág. 318 pág.). Bibliotheka Edizioni. Recuperado el 16 de Mayo de 2019

H, A. R. (s.f.). *slideshare*. Recuperado el 16 de Julio de 2019, de slideshare: <https://es.slideshare.net/professionalair/conocimientos-generales-de-la-aeronave-i>

Palomares., A. (.-R. (22 de Abril de 2015). *aerototana.org*. Recuperado el 02 de Julio de 2019, de *aerototana.org*: <http://www.aerototana.org/meteorologia-altimetria-errores-del-altimetro-parte-1/>

PrestonPressure. (s.f.). *AvionTEq*. Recuperado el 02 de Agosto de 2019, de AvionTEq: <https://www.avionteq.com/document/Preston-Pressure-PS-525A-Specification-Sheet.pdf>

prestonpressure.com. (s.f.). *avionteq*. Recuperado el 02 de Agosto de 2019, de *avionteq*: <https://www.avionteq.com/document/Preston-Pressure-PS-525A-Operation-and-Maintenance-Manual.pdf>

Redaccion. (5 de Junio de 2016). ASOC. *PASIÓN POR VOLAR*. Recuperado el 04 de Septiembre de 2019, de ASOC. PASIÓN POR VOLAR: <http://www.pasionporvolar.com/altimetria-aeronautica-basica/>

Redaccion. (s.f.). ASOC. *PASIÓN POR VOLAR*. Recuperado el 02 de Septiembre de 2019, de ASOC. PASIÓN POR VOLAR: <http://www.pasionporvolar.com/altimetro-nociones-basicas/>

Redaccion. (s.f.). *ASOC. PASIÓN POR VOLAR*. Recuperado el 02 de Septiembre de 2019, de ASOC. PASIÓN POR VOLAR: <http://www.pasionporvolar.com/el-altimetro/Sabreliner>, Pilot Training Manual. (October 1987). *Pilot Training Manual Sabreliner*. La Guardia Airport Flushing, New York: Flight Safety International. Recuperado el 22 de Mayo de 2019

Set, D. A. (s.f.). *AvionTEq*. Recuperado el 02 de Agosto de 2019, de AvionTEq: <https://www.avionteq.com/document/DPS-450-User-Manual.pdf>

ANEXOS



ESPE
UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE TECNOLOGÍA EN MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN AVIONES

CERTIFICACIÓN

Se certifica que la presente monografía fue desarrollada por el Señor **Ganchala Calva, Adán Marcelo**.

En la ciudad de Latacunga a los 3 días del mes de febrero del 2020.

Aprobado por

Tigo. Gabriel Inca
DIRECTOR DEL PROYECTO



Ing.: Rodrigo Bautista
DIRECTOR DE LA CARRERA



Abg.: Sarita Plaza
SECRETARIA ACADÉMICA