



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**

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

**TEMA: INSPECCIÓN DEL SISTEMA PITOT-ESTÁTICO MEDIANTE LA
DETECCIÓN DE FUGAS ACORDE A LA DOCUMENTACIÓN TÉCNICA
DEL MANUAL DE MANTENIMIENTO DEL FABRICANTE DE LA
AERONAVE HAWKER SIDDELEY 125-400 PERTENECIENTE A LA
UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS – ESPE**

AUTOR: PÉREZ IMBAQUINGO, RICHARD STALIN

DIRECTOR: TLGO. GRANDA GUALPA, EDISON MAURICIO

LATACUNGA - ECUADOR

2020



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE TECNOLOGÍA EN MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN AVIONES

CERTIFICACIÓN

Certifico que la monografía, ***“INSPECCIÓN DEL SISTEMA PITOT-ESTÁTICO MEDIANTE LA DETECCIÓN DE FUGAS ACORDE A LA DOCUMENTACIÓN TÉCNICA DEL MANUAL DE MANTENIMIENTO DEL FABRICANTE DE LA AERONAVE HAWKER SIDDELEY 125-400 PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGIAS–ESPE”*** fue realizado por el señor ***PÉREZ IMBAQUINGO, RICHARD STALIN***, la misma que ha sido revisada en su totalidad, analizada 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 04 de febrero de 2020

Tlgo. GRANDA GUALPA, EDISON MAURICIO

C.C.: 0502736648



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE TECNOLOGÍA EN MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN AVIONES

AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD

Yo, **PÉREZ IMBAQUINGO, RICHARD STALIN**, declaro que el contenido, ideas y criterios de la monografía: ***“INSPECCIÓN DEL SISTEMA PITOT-ESTÁTICO MEDIANTE LA DETECCIÓN DE FUGAS ACORDE A LA DOCUMENTACIÓN TÉCNICA DEL MANUAL DE MANTENIMIENTO DEL FABRICANTE DE LA AERONAVE HAWKER SIDDELEY 125-400 PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGIAS–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 04 de febrero de 2020

PÉREZ IMBAQUINGO, RICHARD STALIN

C.C.: 1725371809



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE TECNOLOGÍA EN MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN AVIONES

AUTORIZACIÓN

Yo, **PÉREZ IMBAQUINGO RICHARD STALIN**, autorizo a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE publicar la monografía ***“INSPECCIÓN DEL SISTEMA PITOT-ESTÁTICO MEDIANTE LA DETECCIÓN DE FUGAS ACORDE A LA DOCUMENTACIÓN TÉCNICA DEL MANUAL DE MANTENIMIENTO DEL FABRICANTE DE LA AERONAVE HAWKER SIDDELEY 125-400 PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS-ESPE”*** en el Repositorio Institucional, cuyo contenido, ideas y criterios son de mi responsabilidad.

Latacunga 04 de febrero de 2020

PÉREZ IMBAQUINGO, RICHARD STALIN

C.C.: 1725371809

DEDICATORIA

El presente trabajo lo dedico a

Todas las personas que estuvieron junto a mí apoyándome en ese camino lleno de conocimientos y emociones el cual con gran satisfacción he logrado culminar, a Dios por darme vida, sabiduría y salud en cada momento, a mi madre María Elena Imbaquingo por el esfuerzo que día a día realiza por mí para que me forme como un profesional y una persona de bien, por siempre confiar en mí, esperando poder contar con ese mismo sentimiento en cada meta propuesta en mi vida.

RICHARD STALIN PÉREZ IMBAQUINGO

AGRADECIMIENTO

En primer lugar agradezco a Dios por guiarme y protegerme cada día, cada paso que doy, también agradezco a mi madre por estar a mi lado, por cuidarme, apoyarme en cada momento y enseñarme todo lo que está a su alcance para que sea un hombre de bien y útil en la sociedad, también a la Universidad de Fuerzas Armadas por permitirme estudiar lo que siempre soñé.

RICHARD STALIN PÉREZ IMBAQUINGO

ÍNDICE DE CONTENIDOS

CARÁTULA

CERTIFICACIÓN	i
AUTORÍA 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	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	Aeronave Hawker Siddeley 125-400.....	5
2.1.1	Datos generales de la aeronave	5
2.1.2	Especificaciones de la aeronave.....	6
2.2	Historia de los instrumentos de vuelo	6
2.2.1	Instrumentos analógicos	6
2.2.2	Instrumentos Digitales	8
2.3	Sistemas pitot estáticos	10
2.3.1	Descripción del sistema	10
a.	Ventajas del tubo pitot	13
b.	Limitaciones del tubo pitot	13
2.3.2	Presión dinámica o pitot.....	13
a.	Bloqueo del sistema pitot.....	14
2.3.3	Presión estática	16
a.	Bloqueo del sistema estático	16
2.4	Instrumentos del sistema pitot estático	18
2.4.1	Indicador de velocidad del aire	18
2.4.3	Indicador De Velocidad Vertical	20
a.	Funcionamiento del indicador de velocidad vertical	21
b.	Chequeo del Instrumento.....	22
2.4.4	Altímetro	23
a.	Funcionamiento del altímetro.....	24

b.	Chequeo del instrumento	25
2.5	Tipos de altitudes	26
2.6	Causas de mal funcionamiento en los indicadores	27
a.	Errores del instrumento	27
b.	Bloqueo del orificio de drenaje	28
c.	Bloqueo estático	28
d.	El tubo de pitot está obstruido	29
e.	Fuga en cañería presurizada	30
f.	Fuga en cañería estática	30
g.	Fuga en la caja del instrumento	30
h.	Puerto estático bloqueado	31
2.7	Equipos para chequeo pitot estático	31
2.7.1	Equipo Barfield 1811D	31
a.	Operación	33
b.	Prueba de fuga al sistema pitot	33
2.7.2	Equipo test pitot estático PS 425	34
a.	Características	35
b.	Monitor	36
c.	Especificaciones	37
d.	Resolución	37
e.	Fuente de alimentación	37
2.7.3	Equipo test pitot estático PS 525A	37
a.	Características	38

	ix
b. Funciones	40
c. Especificaciones	43
c.1 Altímetro digital	43
c.2 Velocidad aérea digital.....	44
c.3 Fuente de alimentación.....	44
c.4 Consumo de corriente.....	44
d. Prueba del sistema pitot de la aeronave	44
e. Pruebas del sistema estático de la aeronave	45

CAPÍTULO III

DESARROLLO DEL TEMA

3.1 Descripción General	48
3.2 Sistema pitot aeronave Hawker Siddeley.....	48
3.2.1 Tubos pitot de la aeronave Hawker Siddeley	48
a. Tubo pitot izquierdo	49
b. Tubo pitot derecho	49
3.2.2 Placas estáticas.....	50
3.3 Mantenimiento del sistema pitot estático.....	52
3.3.1 Mantenimiento previo.....	52
a. Drenaje del sistema	52
3.4 Test del sistema pitot estático.....	53
3.4.1 Test de presión completa del sistema pitot	53
a. Equipo necesario	54

b.	Lecturas de conversión.....	54 ^x
c.	Test al sistema pitot derecho	54
c.1	Resultados prueba 1.....	60
c.3	Resultados prueba 3.....	62
c.4	Resultados prueba 4.....	63
3.4.2	Test de succión completa del sistema estático.	64
a.	Equipo necesario	64
b.	Lecturas de conversión.....	65
c.	Test sistema estático	65
c.1	Resultados prueba 1.....	67
c.2	Resultados prueba 2.....	68
c.3	Resultados prueba 3.....	69
c.4	Resultados prueba 4.....	69

CAPÍTULO IV

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

4.1.	Conclusiones	71
4.2.	Recomendaciones	71

REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

72

ANEXOS.....

75

ANEXO A: OPERACIÓN DEL EQUIPO PITOT ESTÁTICO

ANEXO A1: OPERACIÓN PARA TEST AL SISTEMA PITOT

ANEXO A2: OPERACIÓN PARA TEST AL SISTEMA ESTÁTICO

ANEXO B: CHEQUEO DEL SISTEMA PITOT

ANEXO B1: CHEQUEO DEL SISTEMA ESTÁTICO

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1. Aeronave de combate	8
Figura 2. Instrumentos digitales.....	9
Figura 3. Sistema pitot estático simple	12
Figura 4. Bloqueo sistema pitot	14
Figura 5. Bloqueo del sistema estático.	18
Figura 6. Indicador de velocidad de aire	19
Figura 7. Indicador de velocidad vertical.....	20
Figura 8. Construcción del indicador de velocidad del aire	22
Figura 9. Indicador velocidad vertical con acelerómetro	23
Figura 10. Indicaciones de un altímetro	25
Figura 11. Test pitot Barfield 1811D	32
Figura 12. Operación equipo Barfield	34
Figura 13. Test pitot estático PS425	35
Figura 14. Pantalla de indicación PS 425	36
Figura 15. Test para pitot estático PS 525 A	38
Figura 16. Indicación de unidades	42
Figura 17. Tubo pitot izquierdo	49
Figura 18. Tubo pitot derecho.....	50
Figura 19. Placa estática izquierda.....	51
Figura 20. Placa estática derecha	51
Figura 21. Circuitos de stall warning y pitot aislados	55
Figura 22. Puntos de drenaje libres	55

Figura 23. Adaptadores de pitot conectados	56
Figura 24. Conexión de cañería de presión	56
Figura 25. Configurar test de fugas sistema pitot.....	57
Figura 26. Test de presión.....	58
Figura 27. Prueba de fugas por presión completa	58
Figura 28. Válvula de asilamiento en posición normal	59
Figura 29. Presión del sistema liberado.....	60
Figura 30. Conexión a la placa estática	66
Figura 31. Inicio test al sistema estático	66
Figura 32. Final test succión al sistema estático	67

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1. <i>Información de la aeronave</i>	6
Tabla 2 <i>Especificaciones del indicador de la velocidad del aire</i>	31
Tabla 3 <i>Margen de error de la altitud con el quipo</i>	41
Tabla 4 <i>Rango de altitud altímetro</i>	43
Tabla 5. <i>Velocidad indicada para test de presión</i>	54
Tabla 6. <i>Test de fugas 120 segundos al sistema pitot</i>	60
Tabla 7. <i>Test de fugas 90 segundos al sistema pitot</i>	61
Tabla 8. <i>Test de fugas 60 segundos al sistema pitot</i>	62
Tabla 9. <i>Test de fugas 30 segundos al sistema pitot</i>	63
Tabla 10. <i>Velocidades indicadas para test de succión</i>	65
Tabla 11. <i>Test de fugas 120 segundos al sistema estático</i>	67
Tabla 12. <i>Test de fugas 90 segundos sistema estático</i>	68
Tabla 13. <i>Test de fugas 60 segundos al sistema estático</i>	69
Tabla 14. <i>Test de fugas 30 segundos al sistema estático</i>	69
Tabla 15. <i>Comparación caída de presión</i>	70

RESUMEN

La presente monografía de grado tuvo como finalidad el desarrollo de la tarea de mantenimiento de inspeccionar el sistema pitot-estático, para obtener un correcto funcionamiento del sistema de navegación de la aeronave Hawker Siddeley 125-400 perteneciente a la Unidad de Gestión de Tecnologías de la Universidad de las Fuerzas Armadas-ESPE, brindado así a los estudiantes y docentes los conocimientos e información detallados de las funciones que cumple el sistema pitot-estático de esta aeronave, además permite la familiarización con el equipo que se necesitó para inspeccionar el sistema y conocer si el mismo tiene algún tipo de defecto. Para iniciar con la inspección se procedió a verificar los manuales de mantenimiento de la aeronave revisando así los parámetros de la tarea a realizar. Se consideró para esta inspección el uso de herramientas especiales que facilitaron la inspección, así también como el uso de un equipo para el chequeo del sistema pitot estático, verificando que el equipo sea el indicado que describe el manual de mantenimiento de la aeronave, además se verificó si el sistema se encuentra operativo y en correcto funcionamiento para proceder al chequeo respectivo, analizando cañerías, conexiones e instrumentos ligados al sistema pitot-estático.

PALABRAS CLAVE:

- **HAWKER SIDDELEY 125-400**
- **AERONAVES - INSPECCIÓN**
- **AERONAVES – MANTENIMIENTO**

ABSTRACT

The present research focused in the development a maintenance task such as an inspection, in order to obtain a correct operation of the Navigation System of the Hawker Siddeley 125-400 aircraft belonging to the Unidad de Gestión de Tecnologías de la Universidad de las Fuerzas Armadas-ESPE, it provides the student and the teacher with more detailed knowledge and information about the functions of the pitot-static system of the aircraft. It also allows the familiarization with the equipment to calibrate the system and know if it has any kind of damage to proceed with its repair as indicated in the maintenance manual. To begin the inspection, the aircraft maintenance manuals were verified, thus reviewing the parameters of the task to be performed. It should be considered whether this inspection requires the use of special tools to facilitate the work, as well as using specific equipment for the pitot-static system. It is verified if the pitot-static system of the aircraft is operative and in correct operation to proceed to the respective check, verifying pipes, tubes, connections and instruments linked to the pitot-static system.

KEY WORDS:

- **HAWKER SIDDELEY 125-400**
- **AIRCRAFTS - INSPECTION**
- **AIRCRAFTS – MAINTENANCE**

CAPÍTULO I

1. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA DE INVESTIGACIÓN

1.1 Antecedentes

Desde la creación del antiguo Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico-ITSA el 08 de noviembre del 1999 y reconocido por el CONESUP el 22 de septiembre del año 2000, hasta el 13 de enero de 2014 donde 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.

Analizando las necesidades actuales con las que conviven los estudiantes día a día, las mismas que son un impedimento para que puedan realizar sus prácticas de mantenimiento como inspecciones y chequeos de los diferentes sistemas con los que cuenta la aeronave, cada uno de estos sistemas, para sus inspecciones requieren la utilización de equipos que nos garantizan la operatividad y confiabilidad del sistema inspeccionado.

En vista de estas necesidades que poseen los estudiantes al momento de realizar tareas tan fundamentales en la aeronave se me ha brindado la oportunidad de realizar la inspección y detección de filtraciones del sistema pitot-estático de acuerdo a los procedimientos descritos en su manual de mantenimiento de la aeronave, mediante la implementación de un equipo para realizar test de presión del sistema pitot estático de la aeronave Hawker Siddeley 125-400 perteneciente a la Unidad de Gestión de

Tecnologías ESPE, mismo equipo que los estudiantes utilizaran para realizar calibraciones, inspecciones de los instrumentos ligados al sistema.

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 Test de Presión del sistema Pitot estático PS 525-A para la realización de la inspección del sistema pitot estático mediante la detección de fugas 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

Teniendo en cuenta que la Universidad de Fuerzas Armadas ESPE-UGT es el único centro de formación de mecánicos aeronáuticos a nivel nacional, surge la iniciativa de la implementación de un equipo de pruebas para realizar la inspección del sistema pitot estático mediante la detección de fugas 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 facilitará el equipo de prueba adquirido, con esto satisfaciendo la perspectiva de la Unidad de Gestión de Tecnologías-ESPE y los futuros estudiantes de la carrera.

La propuesta de implementación del equipo de pruebas del sistema pitot-estático será usado en tareas de mantenimiento aplicables a las aeronaves, los resultados de esta actividad se verán reflejados en el correcto funcionamiento del sistema pitot-estático 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 pitot-estático, 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 ejecución de tareas de mantenimiento del sistema pitot-estático del avión Hawker Siddeley 125-400.
- Realizar la tarea de mantenimiento del sistema pitot estático de acuerdo a los procedimientos del manual de mantenimiento del avión.
- Implementar el equipo Preston Pressure Pitot Static Tester PS 525-A necesario para la ejecución de tareas de mantenimiento en el sistema pitot-estático de la aeronave Hawker Siddeley 125-400.

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. De este modo se asegurará la calidad y el buen desenvolvimiento de los futuros técnicos en el campo laboral de la aviación civil.

CAPÍTULO II

2. MARCO TEÓRICO

2.1 Aeronave Hawker Siddeley 125-400

2.1.1 Datos generales de la aeronave

La aeronave Hawker Siddeley 125 es una aeronave que posee dos motores, es de transporte ejecutivo, fue diseñado en un inicio por Havilland a comienzos de los años 60 del siglo XX, como DH 125 Jet Dragon, fue producido en serie por Hawker Siddeley durante varios años tras el vuelo lanzado el 13 de agosto del año 1962, la primera aeronave de este tipo fabricada en serie realizó su vuelo inaugural un 12 de febrero de 1963 y es entregado a su primer cliente de lanzamiento un 10 de septiembre de 1964.

De la misma forma (Golpe, 2013) describe que la aeronave es propulsada por dos motores tipo turbofan que se encuentran en la parte posterior del fuselaje, posee un fuselaje cilíndrico totalmente presurizado, posee alas bajas en forma de flecha y cola en forma de T, capaz de transportar 7 pasajeros con 2 pilotos, se han producido más de 1600 unidades, las cuales fueron fabricadas en un inicio por la fabricante Hawker Siddeley, luego a partir del año 1977 fue la extinta fabricante británica British Aerospace quien se encargó de su fabricación, y desde 1993 fue Raytheon quien fabricó esta aeronave hasta el año 2007 y a partir de la fecha es fabricado por Hawker Beechcraft.

2.1.2 Especificaciones de la aeronave

Tabla 1.

Información de la aeronave

HAWKER SIDDELEY 125-400	
Fabricante	Hawker-Siddeley Aviation Ltd.
Propósito	Transporte Ejecutivo De Mediano Alcance.
Tripulación	3
Capacidad	7 Pasajeros.
DIMENSIONES	
Envergadura	14,32 metros.
Largo	14,42 metros.
Alto	5,03 metros.
Peso	10555 KG
PRESTACIONES	
Velocidad Max	695 Kph.
Alcance	2600 Km.
Autonomía	2 Horas Y Media.
Motor	2 Turborreactores Rolls Royce Viper 522 De 1525 Kg De Empuje.
Armamento	N/A

2.2 Historia de los instrumentos de vuelo

2.2.1 Instrumentos analógicos

Describe (John, 1994) que la historia de las aeronaves se ha visto evolucionar desde el inicio cómo la aeronave que tenía un fuselaje abierto sin instrumentos, evolucionó a

una aeronave biplano que contaba con un sencillo panel de visualización, y luego hasta las más modernas y sofisticadas aeronaves civiles y militares con muy completos paneles de instrumentos analógicos, que ahora se transforman en pantallas de head-up, una aeronave siempre debe estar en constante evolución y perfeccionamiento de sus instrumentos de vuelo, el número de instrumentos de vuelo se ha visto aumentar a medida que aumenta la velocidad de operación de un vuelo a corta o larga distancia, la altitud y el alcance de la aeronave a medida que se agregaba un segundo piloto y más motores a la aeronave. Se ha visto cómo se agrupaban los instrumentos en diferentes lugares para cumplir con las diferentes responsabilidades de toda su tripulación y llegar de nuevo al piloto para que ejecute la acción que necesita la aeronave.

De acuerdo con la información de (John, 1994) señala El comienzo de la primera guerra mundial incrementó dramáticamente la actividad de desarrollo de instrumentos a medida que el potencial de la aeronave en la guerra se hizo evidente. Y el diseño y fabricación de instrumentos nuevos y mejorados se puso en pausa para ayudar a los fabricantes y empresas que no utilizaban todos los instrumentos existentes hasta la fecha a producirlos en serie, y algunos científicos fueron enviados a establecimientos gubernamentales para que se ocuparan de la solución de los problemas que traían algunos de estos instrumentos, la actividad fue en aumento hasta la finalización de la guerra en 1918.

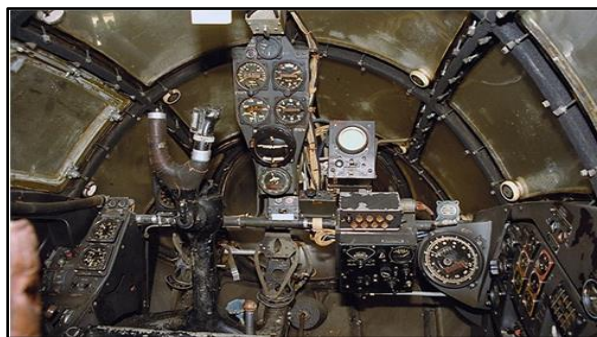


Figura 1. Aeronave de combate

Fuente: (Exordio, 2016)

2.2.2 Instrumentos Digitales

Configurados de forma muy similar a los diseños de paneles tradicionales con instrumentos analógicos, el indicador de velocidad del aire se encuentra siempre en el lado izquierdo de la pantalla y se muestra como una cinta de velocidad vertical. A medida que la aeronave aumenta su velocidad, los números más grandes descienden desde la parte superior de la cinta. Las marcas de velocidad del aire para VX, VY y la velocidad de rotación (VR) se muestran para referencia del piloto. Se dispone de un error adicional de velocidad del aire controlado por el piloto para establecer cualquier velocidad de referencia deseada. Al igual que en los indicadores analógicos tradicionales de velocidad del aire, la cinta electrónica de velocidad del aire muestra los rangos codificados por colores para el rango de operación de la aleta, el rango normal y el rango de precaución. El valor numérico cambia de color a rojo cuando la velocidad del aire excede la V_{NE} para dar una advertencia a los pilotos que está al límite de la velocidad máxima permitida (Federal Aviation Administration, 2016).

- **Indicador de velocidad del aire:** Muestra cuán rápido está volando el avión, significa la velocidad del avión a través del aire, pero en realidad es la velocidad a la

que el aire está fluyendo sobre el avión, no es una medida de velocidad terrestre. El dial se calibra normalmente en millas náuticas conocidas como nudos.

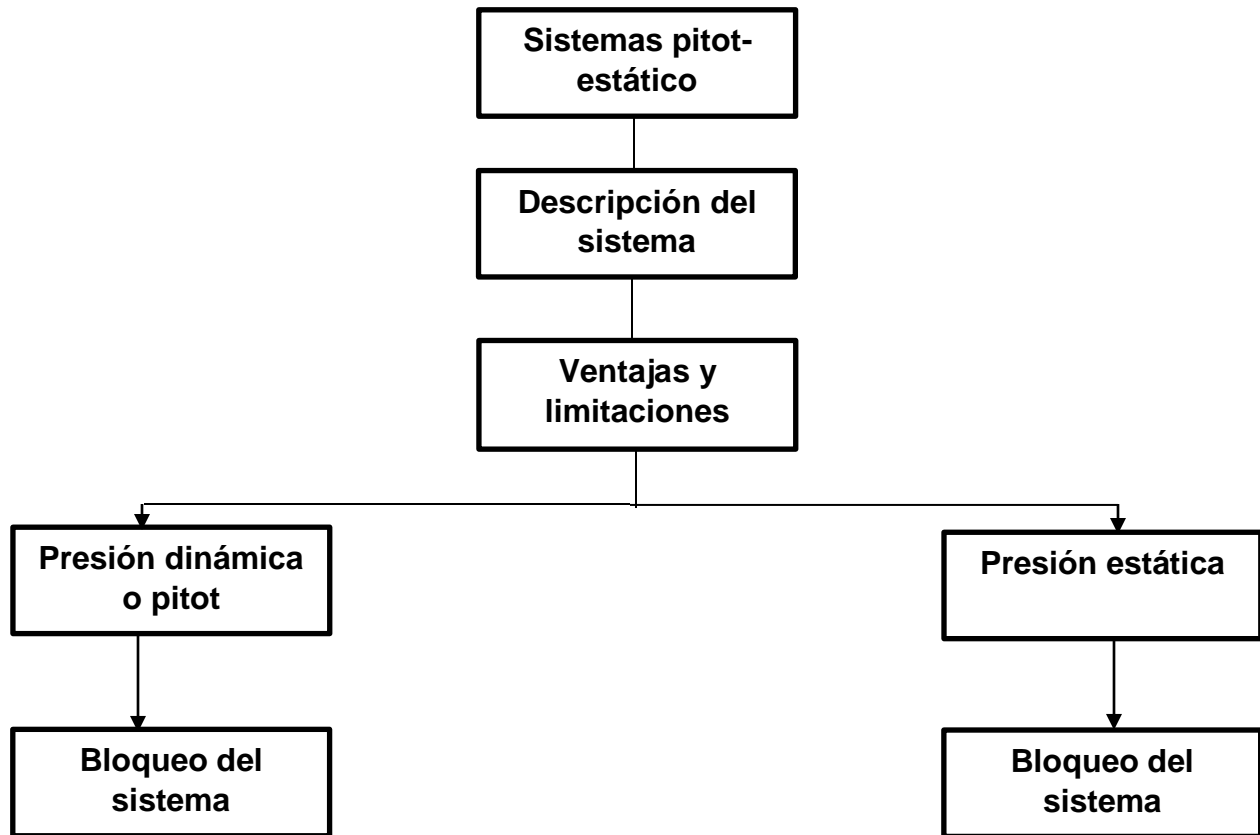
- **El indicador de velocidad vertical:** La velocidad de ascenso y la velocidad de descenso se indican en el indicador de velocidad vertical (VSI). Esto se mide en pies por minuto, y se muestra en cientos de pies por minuto. El instrumento de vuelo VSI mide la velocidad vertical (velocidad vertical, o tasa de ascenso) este instrumento está conectado al sistema de presión de aire estático.
- **El altímetro:** Muestra la altitud de la aeronave en pies. Mide la altitud o la altura de la aeronave sobre el nivel del mar. La elevación del suelo varía mucho, por lo que la lectura del altímetro no mide la altura sobre el suelo, sino sobre el nivel del mar. El piloto debe estar al tanto de la elevación del suelo, para luego calcular la altura de la aeronave sobre el suelo.



Figura 2. Instrumentos digitales

Fuente: (Federal Aviation Administration, 2016)

2.3 Sistemas pitot estáticos



2.3.1 Descripción del sistema

En aeronaves pequeñas, el sistema pitot estático puede consistir en un solo tubo pitot con puertos de impacto y de presión de aire estático y un tubo sin fugas que conecta estos puntos de captación de presión del aire a los instrumentos que requieren el aire para brindar indicaciones a la tripulación, los tres instrumentos que pertenecen al sistema pitot estático son:

- El altímetro
- Indicador de velocidad del aire o Airspeed

- Indicador de velocidad vertical o VSI

Un tubo pitot está despejado y mira siempre hacia la corriente del aire para recibir toda la fuerza de la presión del aire de impacto a medida que la aeronave avanza. En la mayoría de aeronaves este aire pasa a través de una placa deflectora diseñada para proteger el sistema de la humedad y la suciedad que entra en el tubo. Debajo de la placa deflectora, se encuentra un agujero de drenaje el cual permite que la humedad se escape. El aire se dirige hacia la parte posterior a una cámara en forma de aleta de tiburón. Un tubo vertical, o elevador, conduce este aire presurizado fuera del sistema de pitot hasta el Indicador de la velocidad del aire (Federal Aviation Administration, 2018).

Describe (Club, Technical, 2019) que el tubo pitot es un dispositivo mecánico que sirve para medir la velocidad del flujo de aire en cualquier punto de cualquier tubería, ducto o canal. Este dispositivo fue creado por Henri Pitot un ingeniero francés, y con el tiempo fue modificado y perfeccionado por Henry Darcy un científico francés. El tubo Pitot funciona con un principio de funcionamiento de mecánica de fluidos es decir, cuando un fluido deja de moverse, toda la energía cinética que tenía se convierte en energía de presión, y nos ayuda a medir esa energía de presión del fluido detenido. Dado que la energía cinética es directamente proporcional al cuadrado de la velocidad, podemos calcular fácilmente la velocidad del flujo.

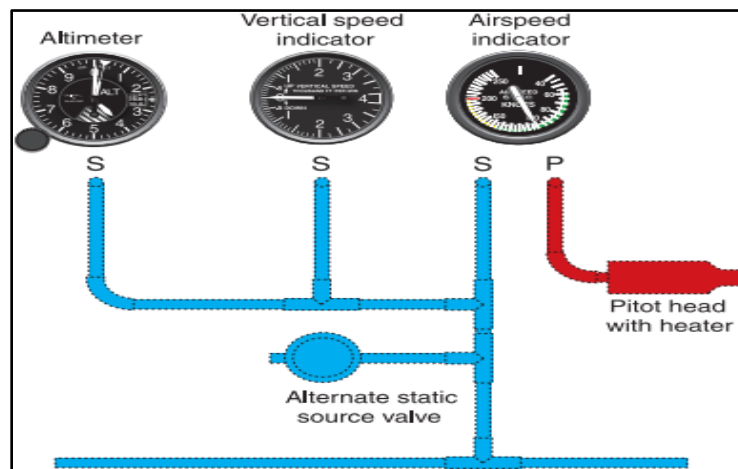


Figura 3. Sistema pitot estático simple
Fuente: (Federal Aviation Administration, 2012)

Gran cantidad de tubos pitot-estáticos contienen elementos calefactores para evitar la formación de hielo durante el vuelo cuando la aeronave atraviese condiciones atmosféricas demasiado frías. El piloto puede enviar corriente eléctrica a la resistencia que se encuentra dentro del tubo pitot con un interruptor en la cabina cuando existen condiciones de formación de hielo. El tubo puede calentarse hasta tal punto que solo con tocarlo puede recibir una quemadura.

Otro tipo de sistema pitot-estático permite la ubicación del pitot y de las fuentes estáticas en posiciones separadas en el avión. El tubo pitot en este caso se usa solamente para recoger la presión de aire del ariete. Se utilizan respiraderos estáticos separados para recoger la información de la presión estática. Normalmente, éstas se encuentran al ras del fuselaje. Puede haber dos o más respiraderos. Es típico que haya un orificio estático de fuente primaria y otro de fuente alternativa, así como placas estáticas separadas dedicadas a los instrumentos del piloto y del primer oficial. También, dos respiraderos primarios pueden estar ubicados en lados opuestos del fuselaje y conectados con el tubo en Y para la entrada de los instrumentos. Esto se

hace para compensar cualquier variación en la presión de aire estático debido a la altitud de la aeronave. Independientemente del número y la ubicación de los respiraderos estáticos separados, pueden ser calentados como el tubo pitot para prevenir el hielo (Federal Aviation Administration, 2018).

a. Ventajas del tubo pitot

Una de las ventajas más resaltantes del tubo pitot es su fácil instalación, remoción y la economía que brinda al representante de una aeronave, al no contar con partes móviles esto ayuda a reducir en gran significancia la pérdida por fricción, al ser un dispositivo de pequeño tamaño causa muy poca pérdida de presión.

b. Limitaciones del tubo pitot

Una de las principales desventajas según resalta (Club, Technical, 2019) es que si se logra introducir cualquier objeto extraño en el tubo y a su vez en el flujo, este puede cambiar la precisión de la lectura, y su precisión no sería nada confiable, su rango de capacidad de operación baja drásticamente al tener una baja sensibilidad. Su funcionamiento es más eficiente y confiable en flujos de velocidades altas y su sensibilidad se ve perturbada por la dirección del flujo.

2.3.2 Presión dinámica o pitot

La presión dinámica o de pitot o también conocida como presión de aire de impacto, se detecta a través de un tubo pitot abierto que apunta directamente al viento relativo que fluye alrededor de la aeronave. El tubo está conectado al indicador de velocidad del

aire o a un air data computer, dependiendo de la configuración y la tecnología de la aeronave.

a. Bloqueo del sistema pitot

La (Federal Aviation Administration, 2016) señala que el sistema pitot puede bloquearse total o parcialmente si uno o todos los orificios de drenaje del tubo pitot permanecen abiertos. Si el tubo Pitot se bloquea y su agujero de drenaje asociado permanece limpio, el aire de impacto ya no es capaz de entrar en el sistema pitot. El aire que está en el sistema escapa por el orificio de drenaje, y la presión restante cae a la presión ambiente del exterior, bajo estas circunstancias, la lectura del Indicador de la velocidad del aire disminuirá hasta que indique continuamente cero, porque el Indicador de la velocidad del aire no detecta la diferencia entre la presión estática y la presión dinámica del aire, esto significa que el Indicador de la velocidad del aire no funciona ya que la presión dinámica, no puede entrar al tubo de Pitot. La presión estática es capaz de igualar a ambos lados ya que el orificio de drenaje del tubo pitot está todavía abierto. La aparente pérdida de velocidad no es instantánea, pero ocurre muy rápidamente.

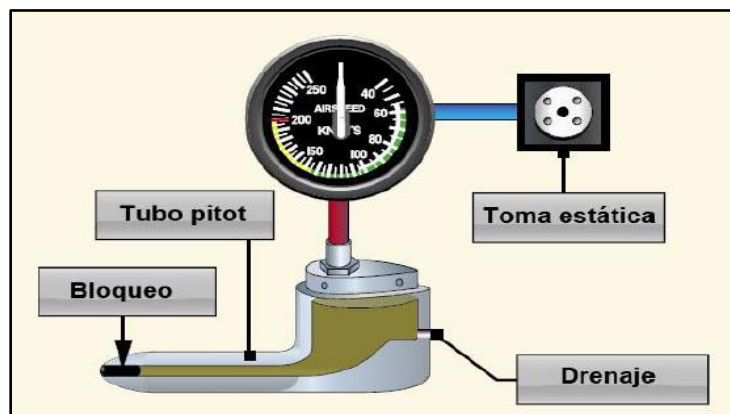


Figura 4. Bloqueo sistema pitot
Fuente: (Federal Aviation Administration, 2016)

La descripción de la (Federal Aviation Administration, 2016) indica que si la entrada del tubo pitot y el orificio de drenaje se obstruyen al mismo tiempo, entonces la presión en el tubo pitot se queda atrapada y no se podrá observar ningún cambio en la indicación de velocidad aunque esta aumente o disminuya. Si la toma estática está desbloqueada y la aeronave cambia de altitud, entonces se nota un cambio en el Indicador de la velocidad del aire pero el cambio no se debe a un cambio en la velocidad sino a un cambio en la presión estática. La presión total en el tubo Pitot no cambia debido a la obstrucción; sin embargo, la presión estática va a cambiar. Debido a que las indicaciones de velocidad se basan en la presión estática y dinámica en conjunto, el bloqueo de cualquiera de estos sistemas afecta la lectura del Indicador de la velocidad del aire.

Si una aeronave se detiene a cero nudos a una altitud determinada. Si la toma estática (que provee presión estática) y el tubo pitot (que provee presión dinámica) están sin obstrucciones, se puede verificar lo siguiente:

- El indicador de la velocidad del aire marcará cero
- Siempre debe haber una relación entre la presión dinámica y la presión estática, a velocidad cero, la presión dinámica y la presión estática es la misma
- Debido a que la presión estática y dinámica del aire son iguales a la velocidad cero, con mayor velocidad la presión dinámica debe incluir dos componentes: presión estática y presión dinámica para poder brindar una información correcta.

Un indicador de la velocidad del aire utiliza presión estática como presión de referencia y como resultado, la caja del indicador de la velocidad del aire se mantiene a

esta presión detrás de la cápsula. Por otra parte, la presión dinámica a través del tubo pitot está conectada a una cápsula muy sensible dentro de la caja del indicador de la velocidad del aire. Debido a que una aeronave sin movimiento independientemente de la altitud que tenga resulta en una velocidad cero, el tubo pitot siempre proporciona presión estática además de la presión dinámica (Federal Aviation Administration, 2016).

2.3.3 Presión estática

Define en su información la (Federal Aviation Administration, 2012) que la presión estática también es utilizada por el indicador de velocidad del aire, así como por otros instrumentos pitot estáticos para determinar la altitud y la velocidad vertical. La presión estática puede ser detectada en uno o más lugares de una aeronave. Algunos pueden estar montados a ras del fuselaje o integrados en el tubo pitot calentado eléctricamente. Estos puertos se encuentran en lugares que, según las pruebas de vuelo, están en aire no perturbado, y pueden estar emparejados, uno a cada lado de la aeronave. Esta ubicación dual previene que el movimiento lateral de la aeronave dé indicaciones erróneas de presión estática. Las áreas alrededor de los puertos estáticos pueden ser calentadas con elementos de calentador eléctrico para prevenir la formación de hielo sobre el puerto y bloquear la entrada del aire estático.

a. Bloqueo del sistema estático

Para la (Federal Aviation Administration, 2016) resalta que si el sistema estático se bloquea el tubo pitot permanece libre, el indicador de velocidad del aire sigue funcionando; sin embargo es inexacto. La velocidad del aire indica que es más baja que

la velocidad real del aire cuando la aeronave es operada por encima de la altitud donde los puertos estáticos se bloquearon debido a que la presión estática atrapada es más alta de lo normal para esa altitud. Cuando se opera a una altitud menor, se muestra una velocidad de aire más rápida que la real debido a la presión estática relativamente baja atrapada en el sistema.

Si una aeronave comienza a subir después de que un puerto estático se bloquea, la velocidad del aire comienza a mostrar una disminución a medida que el avión continúa subiendo. Esto se debe a la disminución de la presión estática en el lado del pitot, mientras que la presión en el lado estático se mantiene constante. Un bloqueo del sistema estático también afecta al altímetro y al indicador de velocidad vertical. La presión estática atrapada hace que el altímetro se congele a la altitud en la que se produjo el bloqueo. En el caso del indicador de velocidad vertical, un sistema estático bloqueado produce una indicación continua de cero.

Algunas aeronaves están equipadas con una fuente estática alternativa en la cabina de vuelo, en el caso de una fuente estática bloqueada, la apertura de la fuente estática alternativa introduce la presión estática de la cabina de vuelo en el sistema. La presión estática de la cabina de vuelo es menor que la presión estática exterior. Cuando se utiliza la presión de la fuente estática alterna, se observan las siguientes indicaciones del instrumento:

- El altímetro indica una altitud ligeramente superior a la real
- El indicador de la velocidad del aire indica una velocidad del aire mayor que la real

- El indicador de velocidad vertical muestra un ascenso momentáneo y luego se estabiliza si la altitud se mantiene constante

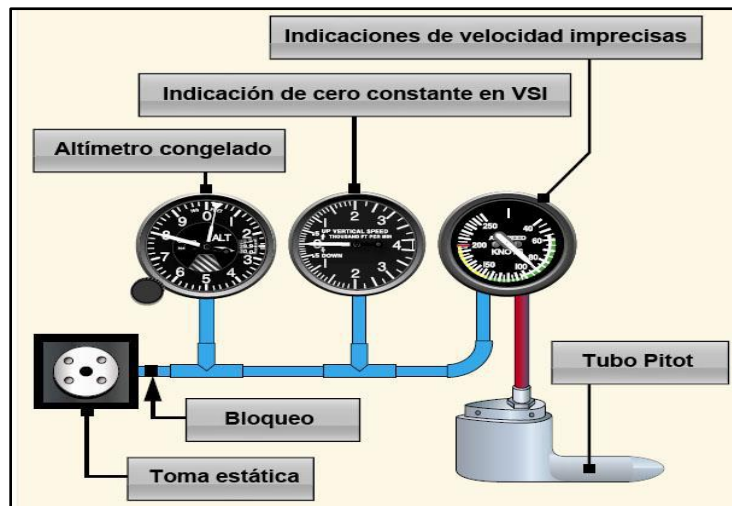
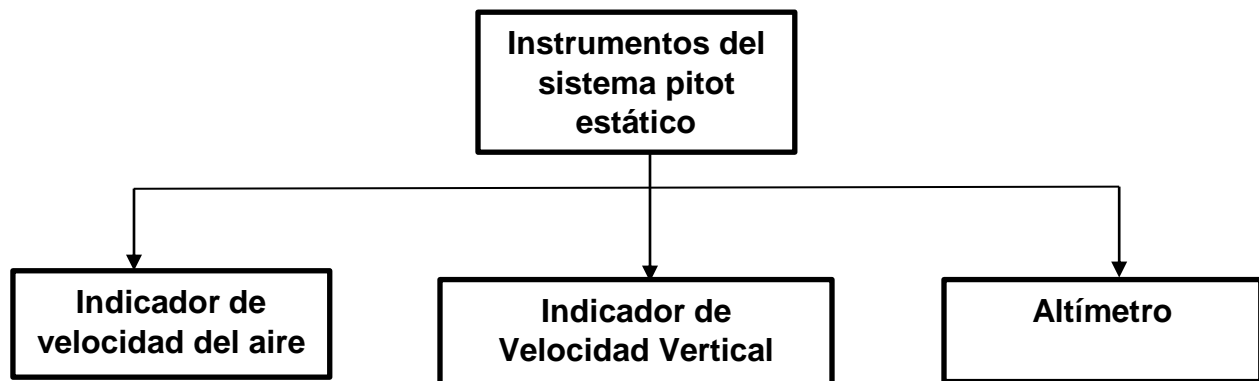


Figura 5. Bloqueo del sistema estático.
Fuente: (Federal Aviation Administration, 2016)

2.4 Instrumentos del sistema pitot estático



2.4.1 Indicador de velocidad del aire

Detalla (Midcontinent, 2019) cada aeronave con un certificado de aeronavegabilidad de categoría estándar debe llevar un indicador de velocidad en funcionamiento, que debe verificarse cada 24 meses como parte de los procedimientos de inspección. El

indicador de la velocidad del aire utiliza parte del sistema pitot-estático de la aeronave para medir y comparar la presión dinámica del aire entre el aire que se mueve hacia el tubo pitot y la presión estática del aire. Un delgado diafragma de metal dentro de la caja del instrumento se flexiona a medida que la presión cambia con la presión dinámica que causa lecturas en el indicador de la velocidad del aire.

El indicador de la velocidad del aire es otro instrumento principal de vuelo que también es un medidor de presión diferencial, presión de aire del ram, del tubo pitot del avión se dirige a un diafragma en el instrumento de velocidad de aire analógico. La presión de aire estático de la aeronave está dirigida hacia la caja que rodea el diafragma. Al variar la velocidad del avión la presión del aire varía, expandiendo o contrayendo el diafragma. La unión con el diafragma hace que la aguja se mueva sobre el instrumento, que se calibra en nudos o millas por hora (Federal Aviation Administration, 2018).



Figura 6. Indicador de velocidad de aire
Fuente: (Midcontinent, 2019)

2.4.3 Indicador De Velocidad Vertical

Según afirma la (Federal Aviation Administration, 2018) un indicador analógico de velocidad vertical o indicador de velocidad de ascenso es un indicador de presión diferencial de lectura directa que compara la presión estática del sistema estático de la aeronave. El aire puede fluir libremente sin restricciones dentro y fuera del diafragma pero se hace fluir dentro y fuera de la caja a través de un orificio calibrado. Un puntero conectado al diafragma indica una velocidad vertical cero cuando la presión dentro y fuera del diafragma es la misma.

El indicador de velocidad vertical VSI utiliza la diferencia de presión interna para proporcionar una indicación visual de la velocidad con la que el avión sube o baja. Un diafragma con cámaras conectadas al puerto estático se expande o contrae en respuesta a los ascensos y descensos, haciendo que el instrumento indique la velocidad de ascenso o descenso en cientos de pies por minuto (fpm).



Figura 7. Indicador de velocidad vertical.

Fuente: (Mid Continent, 2019)

Un ejemplo claro de este caso lo describe (Houston, 2019) e indica que el ascenso o descenso deseado se puede lograr a 500 pies por minuto, y el indicador de velocidad vertical facilita esta tarea, el indicador de velocidad vertical como un instrumento conveniente para la precisión y la estabilidad, especialmente para pilotos de instrumentos, junto con los otros cinco instrumentos básicos (velocidad del aire, indicador de actitud, altímetro, e indicador de rumbo), el indicador de velocidad vertical le da al piloto una buena indicación del estado del avión en vuelo.

a. Funcionamiento del indicador de velocidad vertical

El indicador de velocidad vertical está formado por un diafragma dentro de una carcasa hermética para instrumentos. El diafragma está conectado por articulación y engranajes a la aguja en la cara del instrumento. Las líneas de presión estática están conectadas tanto al interior del diafragma como a la carcasa del instrumento. La carcasa que rodea el diafragma tiene una fuga medida, lo que ayuda a reflejar la velocidad de ascenso del descenso.

La fuga medida en la carcasa del instrumento circundante también mide el cambio de presión, pero la fuga proporciona un retraso intencional, permitiendo que el instrumento mida el cambio de presión más gradualmente que dentro del diafragma. Este retraso proviene de la fuga de presión constante y la tasa correspondiente de ascenso o descenso que se mide en la aguja del instrumento en pies por minuto. Después de unos segundos de vuelo nivelado, las dos presiones se igualan y el indicador de velocidad vertical muestra 0 pies por minuto (Houston, 2019).

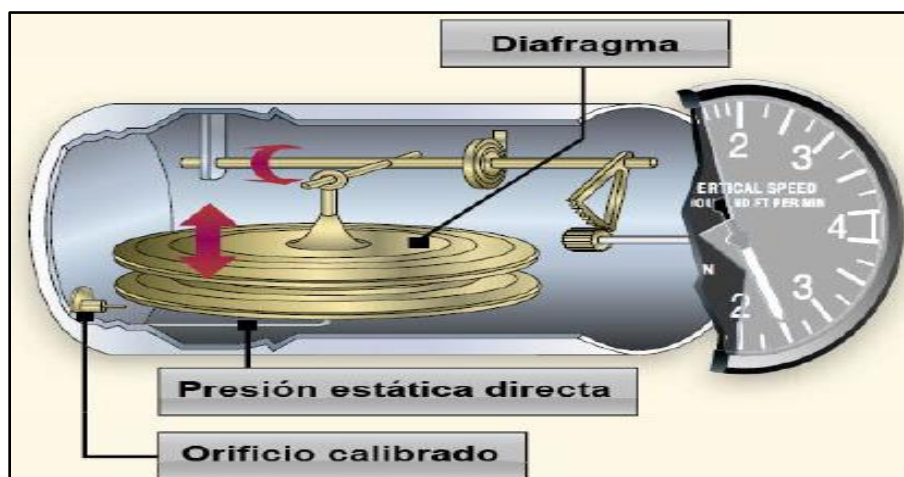


Figura 8. Construcción del indicador de velocidad del aire
Fuente: (Flight Literacy, 2015)

b. Chequeo del Instrumento

Como parte de una verificación previa al vuelo, se debe establecer el funcionamiento adecuado del indicador de velocidad vertical, asegúrese de que el indicador de velocidad vertical indique una lectura cercana a cero antes de salir del área de la rampa y nuevamente justo antes del despegue. Si el indicador de velocidad vertical indica algo distinto de cero, esa indicación puede ser referida como la marca cero. Normalmente, si la aguja no es exactamente cero y está sólo ligeramente por encima o por debajo de la línea cero. Después del despegue, el indicador de velocidad vertical debe tender hacia arriba para indicar una tasa de ascenso positiva y luego, una vez que se establezca un ascenso estabilizado, se puede referir a una tasa de ascenso (Federal Aviation Administration, 2016).

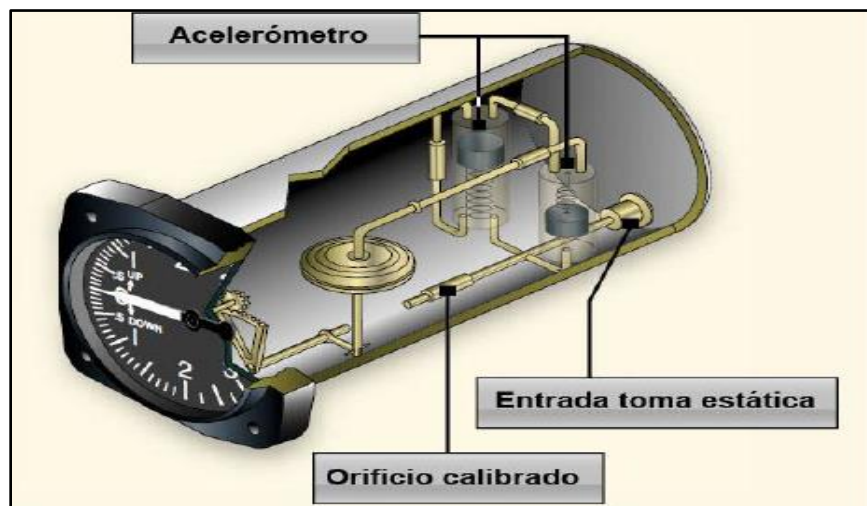


Figura 9. Indicador velocidad vertical con acelerómetro
Fuente: (Flight Literacy, 2015)

2.4.4 Altímetro

La definición que nos brinda la (Federal Aviation Administration, 2016) nos indica que el altímetro es un instrumento que mide la altura de cualquier aeronave por encima de un nivel de presión en el que se encuentra volando, el altímetro es el único instrumento que es capaz de indicar altitud de la aeronave, este es uno de los instrumentos más vitales instalados en el avión. Usar el altímetro efectivamente, el piloto y mecánicos deben comprender la operación del instrumento, así como los errores asociados con el altímetro y cómo cada uno afecta la indicación.

Una pila de obleas aneroides selladas comprende el principal componente del altímetro. Una oblea aneroide es un sellado que se evacua a una presión interna de 29.92 pulgadas de mercurio (inHg), estas obleas son libres de expandirse y contraerse con cambios a la presión estática. Una mayor presión estática presiona las obleas y las provoca Colapsar. Una presión estática más baja (menos de 29.92 pulgadas de mercurio) permite que las obleas se expandan. Un enlace mecánico conecta el

movimiento de la oblea hacia las agujas en la cara del indicador, lo que se traduce como la compresión de las obleas en una disminución en altitud y se entiende también una expansión de las obleas en un aumento de altitud.

Se introduce la presión estática en la parte trasera de la caja de altímetro. La cámara exterior del altímetro está sellada, que permite que la presión estática rodee al aneroide, si la presión estática es mayor que la presión en las obleas aneroides 29.92 pulgadas de mercurio luego las obleas se comprimen hasta que la presión dentro de las obleas sea igual a la del entorno de la presión estática. Por el contrario, si la presión estática es menor que la presión dentro de las obleas, las obleas pueden expandirse.

a. Funcionamiento del altímetro

El altímetro de presión es un barómetro aneroide que mide la presión de la atmósfera en el nivel donde está el altímetro ubicado y presenta una indicación de altitud en pies. El altímetro utiliza la presión estática como fuente de operación. El aire es más denso a nivel del mar que en altura, a medida que aumenta la altitud, la presión atmosférica disminuye. Esta diferencia de presión en varios niveles. Hace que el altímetro indique cambios en la altitud.

La presentación de la altitud varía considerablemente entre diferentes tipos de altímetros, algunos tienen un puntero mientras otros tienen dos o más. El dial de un altímetro común está graduado con números dispuestos en sentido horario desde cero a nueve. Se transmite el movimiento del elemento aneroide a través de engranajes a los tres lugares que indican la altitud, la aguja larga y delgada con el triángulo invertido

al final indica decenas de miles de pies, la aguja ancha indica miles de pies; y la aguja larga en la parte superior indica cientos de pies.

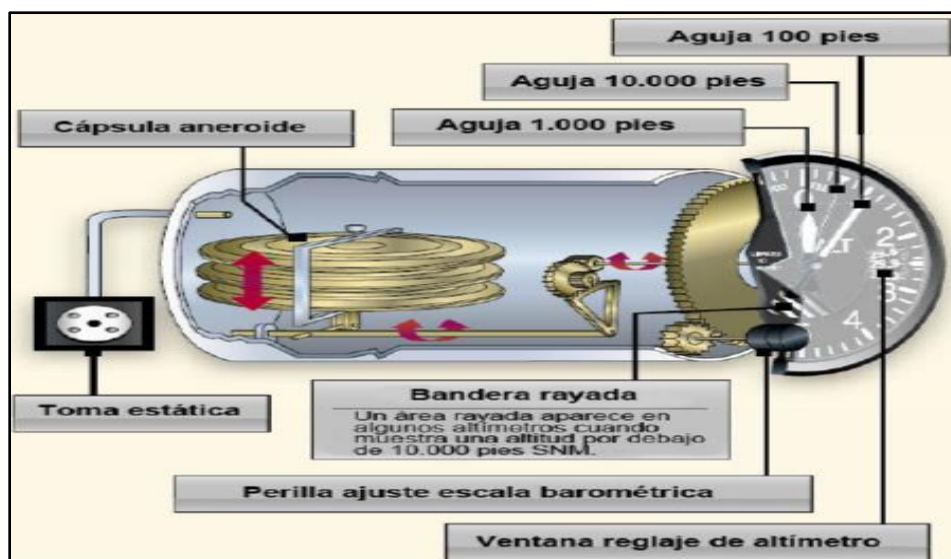


Figura 10. Indicaciones de un altímetro
Fuente: (Federal Aviation Administration, 2016)

Sin embargo la altitud indicada es correcta solo cuando la presión barométrica a nivel del mar es estándar (29.92 pulgadas de mercurio), en el mar la temperatura del aire es estándar (15 grados Celsius o 59 grados Fahrenheit) y la presión y disminución de la temperatura a una velocidad estándar con un aumento en altitud los ajustes para presiones no estándar son logrados al establecer la presión corregida en un escala barométrica ubicada en la cara del altímetro (Federal Aviation Administration, 2016).

b. Chequeo del instrumento

Antes de cada vuelo, un piloto debe examinar el altímetro para indicaciones adecuadas para verificar su correcto funcionamiento. Para determinar la condición de un altímetro, establezca la escala barométrica en configuración actual de altímetro

reportada por torre de control de tráfico del aeropuerto, estación de servicio de vuelo o cualquier otra fuente confiable. Elevación del aeropuerto, si la indicación está apagada más de A 75 pies de la elevación del campo inspeccionado, el instrumento debe remitirse a una estación certificada de reparación de instrumentos para recalibración.

2.5 Tipos de altitudes

La altitud en sí misma es un término relevante solo cuando es específicamente claro a qué tipo de altitud se refiere un piloto. Normalmente cuando se usa el término altitud se refiere a la altitud sobre el nivel del mar ya que esta es la altitud que se utiliza para representar obstáculos y espacio aéreo, así como para separar el tráfico aéreo. La altitud es la distancia vertical por encima de algún punto o nivel utilizado como una referencia. Hay tantos tipos de altitud como hay niveles de referencia a partir de los cuales se mide la altitud, y cada vez puede ser utilizado por razones específicas. Los pilotos se preocupan principalmente con cinco tipos de altitudes (Federal Aviation Administration, 2016).

- **Altitud indicada:** lea directamente desde el altímetro (sin corregir) cuando está configurado en el altímetro actual ajuste
- **Altitud verdadera:** la distancia vertical de la aeronave sobre el nivel del mar: la altitud real. Es a menudo expresado como pies sobre el nivel medio del mar. Aeropuerto, terreno y elevaciones de obstáculos en cartas aeronáuticas son verdaderas altitudes
- **Altitud absoluta:** la distancia vertical de un avión sobre el terreno, o sobre el nivel del suelo

- **Altitud de presión:** la altitud indicada cuando la ventana de configuración del altímetro (escala barométrica) es ajustado a 29.92 "Hg. Esta es la altitud arriba el plano de referencia estándar, que es teórico plano donde la presión del aire (corregida a 15 ° C) es igual 29.92 "Hg. La altitud de presión se usa para calcular la densidad altitud, altitud verdadera, velocidad aérea verdadera (TAS)
- **Altitud de densidad:** altitud de presión corregida para variaciones de la temperatura estándar. Cuando las condiciones son estándar, altitud de presión y densidad La altitud es la misma. Si la temperatura es superior estándar, la altitud de densidad es más alta que la presión altitud. Si la temperatura está por debajo del estándar, el La altitud de densidad es menor que la altitud de presión. Esta es una altitud importante porque está directamente relacionada a la actuación del avión.

2.6 Causas de mal funcionamiento en los indicadores

a. Errores del instrumento

Para (CFI Notebook, 2011) los sistemas pitot-estáticos en aeronaves modernas son confiables, ya que en la actualidad se usan sensores e instrumentos digitales, sin embargo cuando fallan, la falla puede ser tan insidiosa que pasa desapercibida hasta que sea demasiado tarde corregir el daño para la tripulación en un vuelo o durante el mantenimiento del sistema. Las fallas estáticas de pitot generalmente se clasifican en 3 grupos.

- Formación de hielo sobre el pitot o puertos estáticos

- Agua atrapada en las cañerías (generalmente después de que el mantenimiento no cubra los puertos durante un lavado)
- Compromiso de integridad del sistema

Los bloqueos en el sistema pueden causar una variedad de errores, pueden ocurrir desde bloqueos por FOD, golpear un objeto, descalibrar los instrumentos, por el impacto de insectos durante un vuelo, humedad atrapada, pérdida de integridad del sistema, formación de hielo.

b. Bloqueo del orificio de drenaje

El indicador de velocidad del aire se congelará y leerá como un altímetro, ya que la presión total ahora permanece constante y la presión estática cambia con los ascensos y descensos. La medida del aire ram al aire estático significa que a medida que la altitud aumenta y la presión disminuye, el instrumento leerá artificialmente al compararlo con la misma presión dinámica (ram). Del mismo modo, si la presión aumenta, como en un descenso, se leerá artificialmente baja. La aeronave solo leerá la velocidad aérea correcta a la altitud donde ocurrió el bloqueo, suponiendo que la presión estática no esté cambiando.

c. Bloqueo estático

Si el sistema estático se bloquea pero el tubo de pitot permanece despejado, el ASI continúa funcionando sin embargo es inexacto. El Airspeed dará lecturas erróneas, lecturas más lentas en altitudes por encima del bloqueo, más rápido por debajo, cuando

se opera a una altitud más baja, se muestra una velocidad aérea más rápida que la real debido a la presión estática relativamente baja atrapada en el sistema.

Si el avión desciende, la presión estática aumenta en el lado del pitot mostrando un aumento en el indicador de la velocidad del aire, esto supone que la aeronave en realidad no aumenta su velocidad. El aumento de la presión estática en el lado de pitot es equivalente a un aumento en la presión dinámica, ya que la presión no puede cambiar en el lado estático.

Si un avión comienza a subir después de que un puerto estático se bloquea, la velocidad del aire comienza a mostrar una disminución a medida que el avión continúa subiendo esto se debe a la disminución de la presión estática en el lado de pitot, mientras que la presión en el lado estático se mantiene constante. En el caso de una fuente estática bloqueada, abrir la fuente estática alternativa introduce presión estática desde la cubierta de vuelo en el sistema, la presión estática de la cabina de vuelo es menor que la presión estática exterior (CFI Notebook, 2011).

d. El tubo de pitot está obstruido

Los insectos, el hielo, los escombros y otros factores ambientales pueden obstruir el tubo pitot. Un tubo obstruido puede provocar lecturas erróneas o simplemente ninguna lectura. Si el avión tiene un drenaje para un tubo pitot que se bloquea, la velocidad del aire cambiará con la altitud como un altímetro. No indicará con precisión la velocidad del aire. Cuando el tubo de pitot está obstruido con agua en la tubería, el drenaje

permanece abierto incluso después de que el agua se haya drenado, el indicador de velocidad dará una lectura de cero (Midcontinent, 2019).

e. Fuga en cañería presurizada

La cañería que lleva el aire dinámico al indicador de la velocidad del aire puede tener fugas, esto debido a esfuerzos que sufre durante los vuelos, las altas y bajas temperaturas provocan que sufra desgaste las líneas, conexiones y puntos de fricción lo que lleva a lecturas inexactas. Los accesorios y los tubos pueden desarrollar grietas o soltarse con el tiempo.

f. Fuga en cañería estática

Una cañería estática con fugas puede ser difícil de detectar en un avión no presurizado, y solo se puede encontrar durante la verificación bianual del sistema. Los accesorios y los tubos pueden haber desarrollado una pequeña fuga que podría conducir a lecturas inexactas. Por lo que siempre en la inspección que realizan a las aeronaves siempre se debe realizar un chequeo de fugas en todas las cañerías.

g. Fuga en la caja del instrumento

La carcasa alrededor del instrumento o los accesorios para el tubo pueden admitir aire, lo que lleva también a lecturas inexactas. Una velocidad indicada por debajo de lo normal cuando el acelerador está configurado para las RPM de crucero puede ser el primer signo de una fuga de aire.

h. Puerto estático bloqueado

De acuerdo con lo que indica (Midcontinent, 2019) solo el puerto estático está bloqueado, el indicador de la velocidad del aire funcionará, pero será inexacto, debido a que este instrumento funciona con aire dinámico y estático a la vez dependiendo de la altitud de la aeronave cuando ocurrió el bloqueo, la velocidad del aire podría leer más o menos de lo normal durante el vuelo debido al aire estático atrapado en la caja del instrumento y esa sería la única lectura que indicaría durante toda la trayectoria del vuelo.

Tabla 2.
Especificaciones del indicador de la velocidad del aire

Indicador de la velocidad del aire			Componente	Modo de fallo
Nivel	Asciende	Desciende		
Sangra lentamente	Lectura rápida	Lectura lenta	Línea pitot	Congelado/bloqueado
Lee lento	Lectura lenta	Lectura lenta		Fugas/agua en línea
Inafectado	Lectura lenta	Lectura rápida	Línea estática	Congelado/bloqueado
Inafectado	Lectura lenta	Lectura rápida		Parcialmente obstruido

Fuente: (Midcontinent, 2019)

2.7 Equipos para chequeo pitot estático

2.7.1 Equipo Barfield 1811D

El equipo de pruebas estáticas Pitfield 1811D de Barfield, es un comprobador de campo portátil e independiente diseñado para probar el sistema pitot estático de las

aeronaves en busca de fugas especialmente en las cañerías, así como la operación y calibración de la velocidad del aire, altímetro, relación de presión del motor, indicadores de presión del distribuidor y otras unidades de vacío o baja presión.

El comprobador consiste en una bomba de vacío manual, una bomba de presión manual y medidores de presión, 5 válvulas de control, un altímetro y un indicador de velocidad del aire. Los accesorios del paquete incluyen una línea de presión y succión de 25 pies respectivamente, un adaptador de mástil de pitot y un kit de adaptador de puerto estático que permite al usuario conectar el pitot de la aeronave y las líneas estáticas.

Las bombas manuales montadas en panel están equipadas con depósitos de reserva para suministrar presión y vacío. Las válvulas dosificadoras controlan todas las funciones neumáticas. Los puertos de presión externos suministran la presión y el vacío necesarios para las pruebas a bordo. El 1811D tiene una velocidad aerodinámica de 50 a 650 nudos y está disponible con un altímetro de 35, 000 o 50,000 pies (Avion Teq, 2013).



Figura 11. Test pitot Barfield 1811D

Fuente: (Avion Teq, 2013)

a. Operación

Con las válvulas de cruce y de presión estática cerradas, la válvula de aguja de control de la fuente de presión admite la presión del El tanque en el sistema y causa una reacción tanto en el instrumento maestro del probador como en el instrumento a través de la conexión pitot. La válvula de control de la fuente de vacío, de la misma manera, controla el sistema de vacío del probador. Dos válvulas de venteo equilibran sus respectivos sistemas con la presión atmosférica. Una válvula de cruce controla la diferencia de presión en las líneas de presión y vacío del probador.

El funcionamiento de la válvula apropiada crea una presión controlable en las líneas de Pitot (presión) y estática (vacío). Estas presiones aparecen como lecturas en los indicadores maestros del probador. Aplicando los valores listados en las tarjetas de corrección, el operador puede establecer una condición de presión conocida y correcta con la cual comparar la unidad que se está probando.

b. Prueba de fuga al sistema pitot

- (1) Asegúrese de que los puertos de presión externa (J) y vacío externo (K) estén ventilados
- (2) Abra los orificios de presión (2) y vacío (4) completamente en sentido contrario a las agujas del reloj
- (3) Cierre completamente las válvulas de presión (1), Crosbleed (3) y vacío (5) en el sentido de las agujas del reloj

- (4) Opere la bomba de presión (A) para obtener 10 psi en el manómetro del tanque de presión (B)
- (5) Cierre la válvula de presión estática (2)

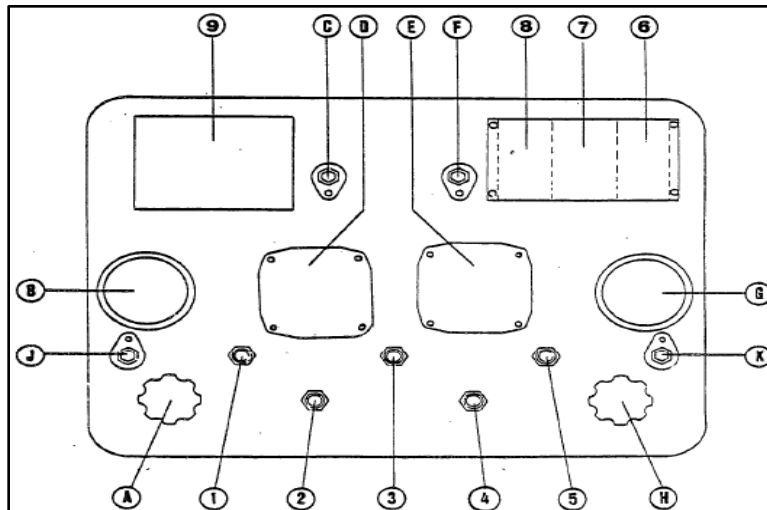


Figura 12. Operación equipo Barfield

Fuente: (Avion Teq, 2013)

2.7.2 Equipo test pitot estático PS 425

Este producto es ideal para realizar pruebas de fugas simples de go/ no go, así como para uso general como un probador estático de pitot de gama baja. Solo requiere una calibración anual, y los sensores son a prueba de técnicos, lo que contribuye a reducir los costos anuales de mantenimiento.

El test Pitot estático PS-425 es un test digital de bajo costo para mantenimiento es totalmente portátil. Funciona con una batería interna recargable de 12 voltios, que permite que el equipo de prueba se use completamente independiente de cualquier fuente de alimentación externa. Se proporciona un conector para un adaptador externo de corriente continua de 12 voltios, incorpora la altitud, VSI y velocidad en una sola

pantalla. Está diseñado y tiene un precio para mercados que no son RVSM e incluye dos de conexión rápida, un adaptador de corriente de 12 VCC, un certificado de calibración. (Preston Pressure, 2020).



Figura 13. Test pitot estático PS 425
Fuente: (Preston Pressure, 2020)

a. Características.

- Portátil, con batería interna para portabilidad durante todo el día
- La altitud como techo máximo asciende a 35,000 pies y se muestra en incrementos de 2 y 5 pies e incluye un Indicador de velocidad vertical
- Muestra la velocidad aérea en nudos
- Temporización seleccionable para la función de verificación de fugas en los modos Altimetro y Velocidad aérea
- Bombas y depósitos de vacío y presión independientes
- Pantalla LCD iluminada

b. Monitor

El botón UNITS se usa para alternar entre las dos pantallas principales: altitud y nudos, o altitud e indicador de velocidad vertical, la verificación de fugas comenzará un temporizador de 120 segundos, y la pantalla también mostrará la ganancia o pérdida de altitud o velocidad aérea experimentada durante el período de tiempo mostrado. El botón EXIT se utiliza para poder salir del modo de verificación de fugas, hacia la pantalla principal.

El botón LIGHT activará o desactivará la retroiluminación de la pantalla. La altitud se mide en base a un punto de referencia de 29.92 inHg al nivel del mar, esto está preestablecido en la calibración y el operador no puede cambiarlo. Si el operador del equipo de pruebas desea seleccionar un período de tiempo de prueba de fugas diferente, el botón Leak Check puede presionarse repetidamente, lo que provocará una reducción en el contador del temporizador en incrementos de 30 segundos. El temporizador no alternará por encima de 120 segundos ni por debajo de 30 segundos. Una vez que se selecciona el tiempo, presione el botón UNITS para iniciar el temporizador (Preston Pressure, 2020).



Figura 14. Pantalla de indicación PS 425
Fuente: (Preston Pressure, 2020)

c. Especificaciones

- Rango de visualización: -1000 a 35,000 pies
- Rango de bomba de vacío: hasta 35,000 pies

d. Resolución

- -1500 a 30000 pies: incrementos de 2 pies
- 30000 y más: incrementos de 5 pies
- VSI 2 y 10 pies / min
- Nudos: incrementos de 0.1 nudos
- Rango de temperatura: 32 grados F a 125 grados F (0 C a 51 C)

e. Fuente de alimentación

- Externo: 12 V CC (desde un adaptador de 110 o 220 V CA)
- Interna: 12 V CC (batería interna recargable)

2.7.3 Equipo test pitot estático PS 525A

El Test pitot estático PS-525A es un probador digital de bajo mantenimiento que es totalmente portátil. Está alimentado por 24 voltios de CC, o por sus dos baterías recargables internas, que permiten que el equipo de prueba se use completamente independiente de cualquier fuente de alimentación externa. Este producto es ideal para realizar pruebas de fugas simples de go/no go, así como para uso general como un probador estático pitot. Solo requiere una calibración anual, y los sensores son a

prueba de técnicos, lo que contribuye a reducir los costos anuales de mantenimiento (Preston Pressure, 2020).



Figura 15. Test para pitot estático PS 525 A
Fuente: (Preston Pressure, 2020)

El probador PS-525A funciona continuamente durante más de 12 horas con una sola carga, las bombas de vacío y presión funcionan de manera independiente, y solo necesitan un ciclo intermitente según sea necesario para mantener cargados los depósitos internos. Si el operador desea monitorear el voltaje de la batería, puede hacerlo presionando el botón "Seleccionar código" para mostrar el voltaje de la batería. Al mostrar el voltaje, el operador puede estar seguro de que hay suficiente carga restante, o puede decidir conectar el cargador si es necesario (Preston Pressure, 2020).

a. Características

- Bombas y depósitos de vacío y de presión eléctricos independientes
- Peso: alrededor de 20 libras
- Dimensiones: 12.5 " de largo, 15" de ancho y 9.75 " de alto(32x38x24 cm)

- Completamente portátil, con baterías recargables internas para más de 12 horas de uso con una sola carga
- Pantalla LCD iluminadas
- Función de prueba de fugas: 2 minutos, seleccionable hasta 30 segundos
- VSI (indicador de velocidad vertical)

El test de pruebas PS-525A es un probador de pantalla digital que se utiliza para probar altímetros de aeronaves, indicadores de velocidad de aire, sistemas pitot estáticos y otros dispositivos de vacío y baja presión. Esta caja de pruebas incorpora tecnología de sensor de transductor que es en gran parte inmune a las fallas y reparaciones costosas asociadas con los instrumentos analógicos.

Tiene bombas separadas e independientes para vacío y presión. Cada uno se activa con su propio interruptor según lo considere necesario el operador. Incorpora depósitos (tanques de retención) para los sistemas de vacío y presión. Los niveles de presión y vacío dentro de estos tanques se reflejan en los medidores de presión y vacío en el panel frontal. Estos medidores le permiten al operador monitorear la presión y el vacío, y luego activar el interruptor de la bomba para el sistema según sea necesario. Esto elimina la necesidad de mantener las bombas encendidas en todo momento y extiende la vida útil de la bomba y la carga de la batería. Los medidores también permiten al operador ver si los niveles de presión o vacío están cayendo rápidamente, en el caso de una fuga en el sistema de la aeronave, y responder en consecuencia (Preston Pressure, 2020).

b. Funciones

- La altitud sube a 50.000 pies o 15.240 metros para la versión y se muestra en incrementos de 1, 2 y 5 pies o incrementos de 1 metro junto con el VSI Indicador de velocidad vertical
- Muestra la velocidad del aire en nudos, KPH y MPH
- Lee la presión en inHg, mbar, mmHg, PSIA
- Temporización seleccionable para la función de verificación de fugas en los modos Altímetro y Velocidad aérea
- Lector de codificador incorporado para mostrar código gris y RS232: 1200, 2400, 9600 baudios

El PS-525A muestra la altitud en pies y metros, con el botón "UNITS", pies y metros se muestran junto con su componente de velocidad vertical. Muestra altitudes en incrementos de 1 pie hasta 20.000 pies; Incrementos de 2 pies entre 20.000 y 30.000 pies, e incrementos de 5 pies por encima de 30.000 pies; o en incrementos de 1 metro si está en modo métrico. La indicación de velocidad vertical también aumenta en 25 pies o 10 metros. La sección VSI mostrará una flecha hacia arriba o hacia abajo, dependiendo de la dirección del cambio de altitud detectado. La precisión variará con la altitud mostrada en el equipo de pruebas tal y como ocurre como si la aeronave cuando se encuentra en un vuelo normal, el equipo de pruebas simula como si la aeronave se encuentra a la altitud deseada por el piloto pero siempre se debe considerar que las pruebas deben estar a la misma altura de la aeronave con respecto al equipo.

Tabla 3.*Margen de error de la altitud con el quipo*

Altitud	Variación
-1500 a 10,000 pies	+ / - 5 pies
10,000 a 20,000 pies	+/- 15 pies
20,000 a 30,000 pies	+/- 20 pies
30,000 a 40,000 pies	+/- 30 pies
40,000 a 50,000 pies	+ / - 40ft (versión PS-525A)

Las bombas de vacío internas del probador extraerán suficiente vacío para alcanzar hasta 50,000 pies como techo máximo de operación, considerando que este banco de pruebas se utiliza para aeronaves con un techo máximo promedio de va desde los 35.000 pies hasta los 45.000 pies según los manuales de los fabricantes, este modelo utiliza bombas de vacío más fuertes y programación adicional para extender los valores de calibración hasta las altitudes más altas. Muestra la velocidad del aire en MPH, o KPH en incrementos de 1, y Nudos en incrementos de 0.1. La pantalla de Nudos indicará de 20 a 650 Nudos, MPH indicará hasta 748 MPH y el KPH mostrará de 34 a 1204 KPH. Al presionar el botón de selección de unidades, la elección de la velocidad se puede cambiar a KPH/Nudos o MPH/Nudos (Preston Pressure, 2020).

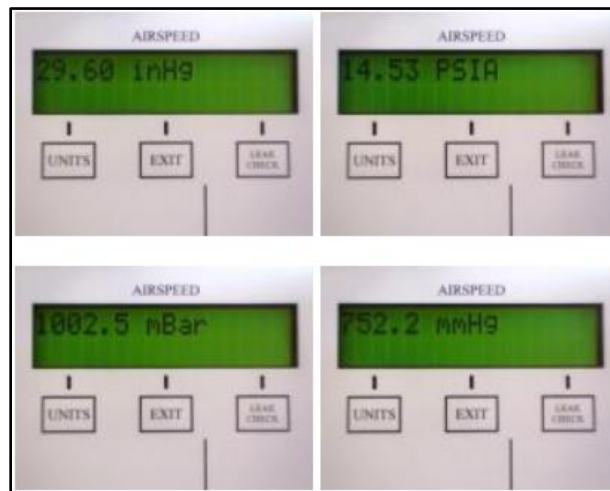


Figura 16. Indicación de unidades
Fuente: (Preston Pressure, 2020)

Tanto las pantallas de altitud como de velocidad aérea pueden configurarse para mostrar la presión en inHg (pulgadas de mercurio), mbar (milibares), mmHg (milímetros de mercurio) y PSIA (libra por pulgada cuadrada). Estas presiones se leen directamente desde el sensor en el lado seleccionado. El EPR (Ratio de presión del motor) es una lectura que es el resultado matemático de alta presión / baja presión, y se muestra solo en el lado del indicador de velocidad vertical. Indicará la presión baja, la presión alta (ambas en PSI) y el EPR resultante. Los valores de la relación tienen un rango de 0.07 a 6.00.

El botón "LEAK CHECK" habilitará un temporizador de 120 segundos. Presionando sucesivamente el botón "LEAK CHECK" restará incrementos de 30 segundos de este tiempo. Una vez que se selecciona el tiempo deseado, se presiona el botón "UNITS" para comenzar el cronometraje. Al presionar el botón "EXIT" saldrá de la función de verificación de fugas. Mientras está en el modo Prueba de fugas, la pantalla indicará la ganancia o pérdida experimentada durante el período de prueba. Cuando el

temporizador llegue a 0 segundos, dejará de calcular la pérdida y mantendrá el valor en la pantalla hasta que se presione el botón "EXIT".

Contiene también un lector de codificador de altitud incorporado para mostrar el Código Gray y dos entradas RS232 seleccionables por separado a velocidades de 1200, 2400, 9600 baudios. Para seleccionar el código de lectura deseado, el operador presiona el botón "Seleccionar código" debajo de la pantalla del decodificador, hasta que se selecciona el código deseado. Luego, la pantalla leerá la señal o mostrará un mensaje de que la señal no está allí. Las líneas de código gris A, B, C y D se pueden leer de forma independiente (Preston Pressure, 2020).

c. Especificaciones

c.1 Altímetro digital

Tabla 4.

Rango de altitud altímetro

Rango de Visualización		
Modelo	Altitud Pies	Altitud metros
PS 525	-1000 – 35.000 pies	-305 – 10.700 metros
PS 525^a	-1000 – 50.000 pies	-305 – 15.240 metros
Bomba de vacío PS 525	Hasta 35.000 pies	-305 – 10.700 metros
Bomba de vacío PS 525^a	Hasta 50.000 pies	-305 – 15.240 metros

c.2 Velocidad aérea digital

- Rango: 18 - 650 nudos, 34 - 1204 KPH, 0.00 - 1.00 Mach o 21 - 748 MPH
- Resolución: 1 MPH, 1 KPH y 0.1 nudos
- Precisión del sensor: aproximadamente 0.03%
- Rango de temperatura: 30 grados F a 125 grados F (0 C a 51 C)
- EPR (relación de presión del motor): 0.07-6.00

c.3 Fuente de alimentación

- Externo: 24 V CC (desde un adaptador de 110 o 220 V CA)
- Interna: 12/24 V CC (baterías internas recargables)
- Opcional: 110/220 VCA Alimentación de red, sin baterías internas

c.4 Consumo de corriente

- Solo pantalla: 125 mA
- 370 mA con bombas de vacío en funcionamiento
- 320 mA con bomba de presión en funcionamiento
- 540 mA con todos los sistemas operativos (y sin codificador conectado).

d. Prueba del sistema pitot de la aeronave

- Encienda la energía de la PS-525A
- Conecte el puerto de presión al sistema pitot de la aeronave
- Cierre las válvulas de control de presión, de presión estática

- Encienda el interruptor de la bomba de presión hasta que el depósito de presión indique 10 - 15 PSI o más
- Abra suavemente la válvula de control de presión hasta que se alcancen las velocidades deseadas
- Compare la velocidad del aire de la caja PS-525A con la velocidad indicada en la aeronave
- Vaya a aproximadamente el 75% del indicador de velocidad máxima de la aeronave (o la velocidad especificada por el fabricante). Cierre la válvula de control de presión y dejando unos segundos para la estabilización, realice una comprobación de fugas. El sistema de pitot no debe tener fugas superiores a dos nudos por segundo, además de las fugas previamente anotadas en la prueba previa del sistema de presión
- Abra suavemente la válvula de venteo de presión para devolver la presión del pitot a la presión ambiente

e. Pruebas del sistema estático de la aeronave

Si la prueba anterior del sistema pitot indicó una fuga muy fuerte, no se puede proceder con la prueba del sistema estático hasta que se haya reparado por completo esa fuga. Ya que podría causar un daño grave al indicador de velocidad del avión principalmente y también a los instrumentos que utilizan la presión estática.

- Encienda la energía de la PS-525A
- Desconecte la línea estática del indicador de velocidad del aire y tape la línea

- Conecte el puerto de vacío al puerto estático de la aeronave y el puerto de presión al puerto de pitot de la aeronave. Ajuste el altímetro de la aeronave a 29,92 inHg (1013,3 mB)
- Cierre las válvulas de control de vacío, de vacío, de control de presión y de de presión estática. Abra la válvula de cruce
- Accione el interruptor de la bomba de vacío hasta que se vea el nivel de vacío deseado en el indicador del depósito de vacío (generalmente de -15 a -20 inHG). Active el interruptor de la bomba de presión hasta que el depósito de presión indique 10 - 15 PSI o más
- Abra suavemente la válvula de control de vacío para que la altitud aumente
- No exceda la velocidad de ascenso del indicador VSI de la aeronave, ni los límites del indicador de velocidad del aire. El VSI es un instrumento muy delicado
- Suba hasta la altitud deseada según la prueba que se vaya a realizar
- Cierre la válvula de control de vacío y tras dejar unos segundos para la estabilización, compare el altímetro de la aeronave con la caja de pruebas
- Cuando esté a la altitud apropiada (generalmente 18.000 pies) realice una prueba de fuga. Si el sistema estático muestra una fuga, tenga cuidado de no exceder la tasa de VSI. Esté preparado para abrir la válvula de control de vacío si es necesario, para evitar una indicación excesiva de VSI
- Abra suavemente la válvula de presión estática (vacío) para devolver la presión del sistema a la presión ambiente. No exceda los límites del indicador de VSI o de la velocidad del aire

- Vuelva a conectar la línea estática del indicador de velocidad del aire y realice una prueba de detección de fugas

CAPÍTULO III

3. DESARROLLO DEL TEMA

3.1 Descripción General

Este trabajo buscó inspeccionar en su totalidad el sistema pitot-estático basándose en la detección de fugas que posiblemente puedan tener las cañerías que conducen desde los puertos pitot y se ubican en los costados de la nariz del fuselaje de la aeronave y también desde las cañerías que conducen desde la placa estática hacia los instrumentos como el indicador de la velocidad del viento, el indicador de la velocidad vertical, el altímetro y el sistema de advertencia de pérdida de la aeronave Stall Warning.

3.2 Sistema pitot aeronave Hawker Siddeley

El sistema pitot estático suministra presión estática y dinámica a indicadores de pérdida de potencia del motor, al sistema de presurización de la cabina y al equipo de aviso de pérdida de carga, la presión estática y de dinámica es proporcionada por dos tubos de pitot y cuatro placas de presión estática respectivamente.

3.2.1 Tubos pitot de la aeronave Hawker Siddeley

Los tubos pitot se encuentran instalados uno a cada lado de la nariz del fuselaje de la aeronave, suministran aire de presión independientes para cada lado del piloto y copiloto, en caso de que uno de los instrumentos falle tiene uno de respaldo en quien confiar la información.

a. Tubo pitot izquierdo

El tubo pitot izquierdo se encuentra conectado mediante cañerías al indicador combinado de velocidad de mach y al indicador de velocidad del aire izquierdo también a los detectores de pérdida stall warning y cuenta con un calentador eléctrico para evitar la formación de hielo. El tubo pitot izquierdo brinda información al lado en el que se encuentra el comandante de la aeronave.



Figura 17. Tubo pitot izquierdo

b. Tubo pitot derecho

El tubo pitot se encuentra conectado mediante cañerías el indicador combinado de mach y el indicador de velocidad del aire, a los detectores de pérdida, interruptores de velocidad de mach y velocidad del aire, interruptor de velocidad de la bocina de advertencia y también cuenta con calentamiento eléctrico para evitar la formación de hielo en el lado del primer oficial de la aeronave, este lado es el que se recomienda generalmente chequear con mayor frecuencia ya que a este se encuentran conectados switches eléctricos de los detectores que son muy importantes al momento de realizar un vuelo

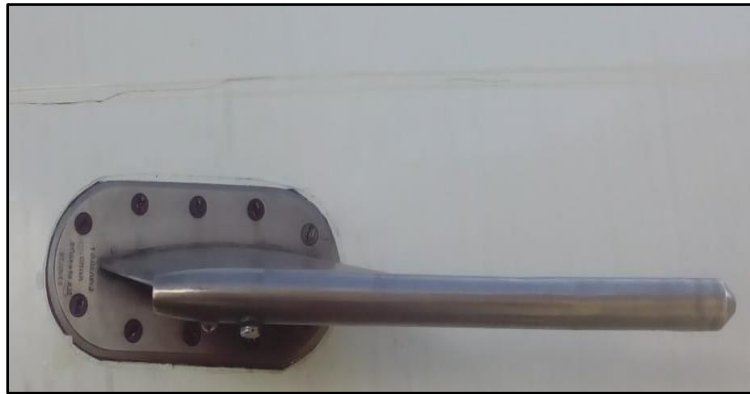


Figura 18. Tubo pitot derecho

3.2.2 Placas estáticas

En esta aeronave contamos con 4 placas estáticas, dos placas se encuentran instaladas una a cada lado en la parte posterior de la nariz del fuselaje y en cada una de ellas se encuentran cuatro puertos de presión estática, dos placas de menor tamaño se encuentran instaladas en la parte delantera superior del fuselaje las mismas cuentan con dos puertos de presión estática. Los puertos se encuentran numerados como referencia y están interconectados para que puedan proporcionar información a los instrumentos como se detalla a continuación.

- **Puerto estático 1**, se conecta al altímetro y medidor de mach izquierdo
- **Puerto estático 2**, se conecta al altímetro, detector de perdida derecho y conexiones de quipos adicionales
- **Puerto estático 3**, se conecta al indicador de velocidad vertical izquierdo
- **Puerto estático 4**, se conecta al indicador de velocidad vertical derecho, indicador de presión diferencial en cabina

- **Puerto estático 5**, se conecta al indicador de velocidad del aire izquierdo o combinados con indicador de velocidad del aire e indicador de mach
- **Puerto estático 6**, se conecta con el indicador de velocidad del aire derecho o combinados con el indicador de velocidad del aire e indicador de mach. Los drenajes se proporcionan en los orificios estáticos 2,4 y 6

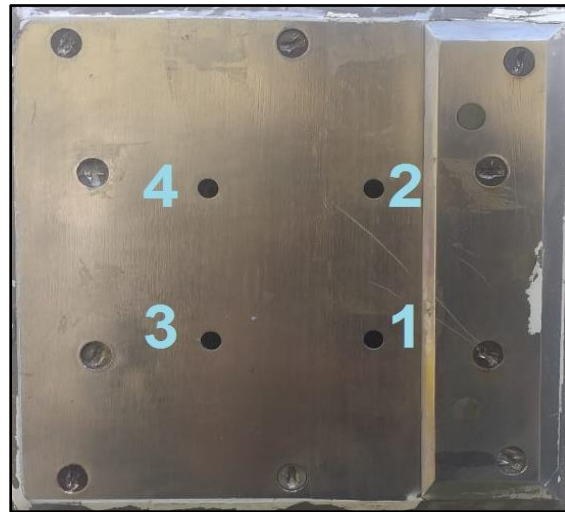


Figura 19. Placa estática izquierda

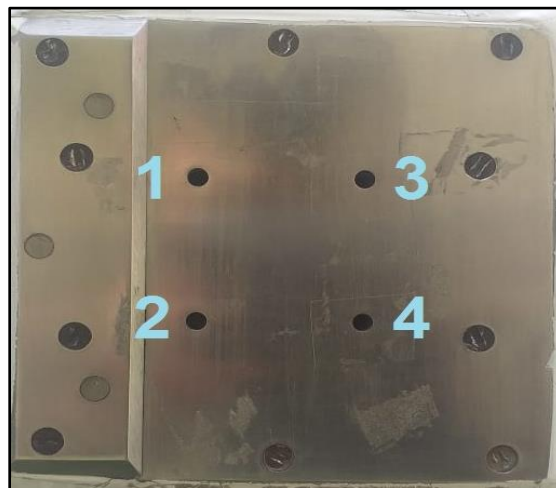


Figura 20. Placa estática derecha

3.3 Mantenimiento del sistema pitot estático

3.3.1 Mantenimiento previo

Cuando se desconecten los instrumentos o componentes del sistema pitot o si se hace más que una sola desconexión entre dos tuberías, o cuando el sistema es de alguna manera sospechoso, dicho sistema debe ser probado según lo establecido en el ATA 34-11-0 Pag 201 literal 3A del manual de mantenimiento de la aeronave. Del mismo modo, un sistema estático que se vea perturbado o que se sospeche que lo esté, deberá ser probado en circunstancias similares, para el sistema de presión.

En caso de que se realice más de una desconexión, que no sea la desconexión en los instrumentos o componentes. El sistema debe ser probado como se detalla en el en el ATA 34-11-0 literal 3D Pag 205 a 207 del manual de mantenimiento de la aeronave principalmente para prevenir fugas y lecturas inexactas en los instrumentos.

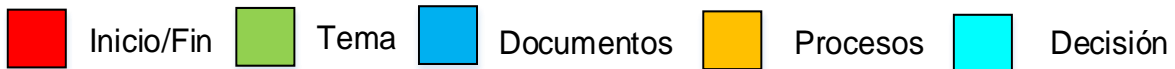
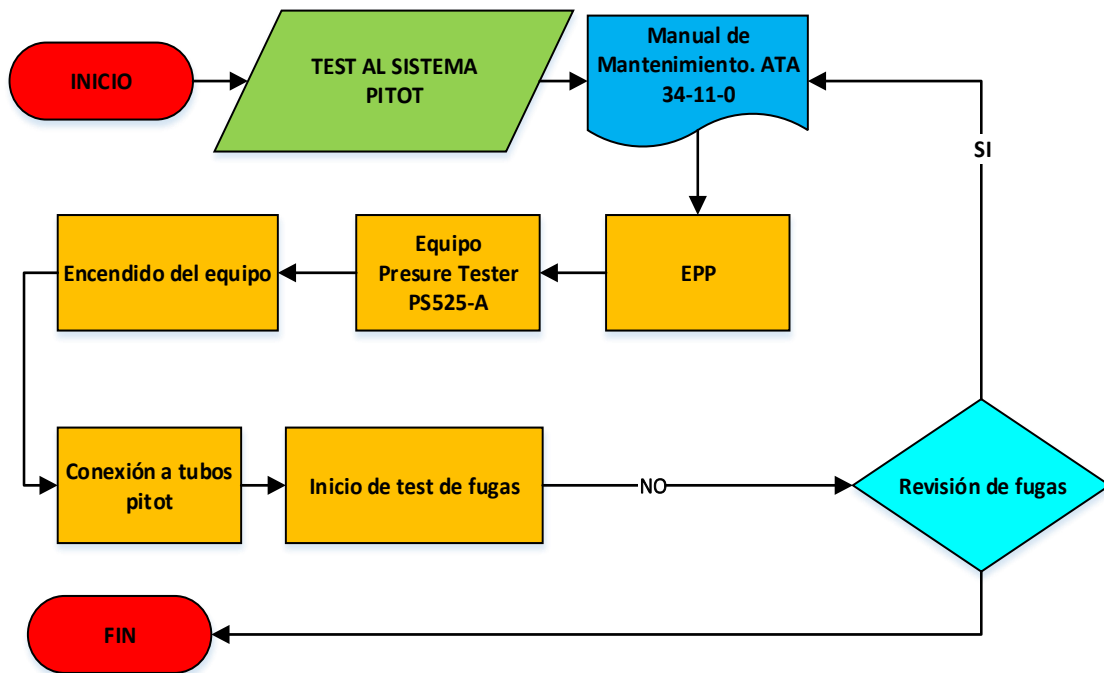
a. Drenaje del sistema

Se utilizó un recipiente para drenar el agua de cada válvula de drenaje que conecta a los instrumentos por medio de cañerías, se debe mantener presionado y abierta la válvula ya que su mecanismo es por medio de un resorte y hay que aplicar una baja presión de descarga en la válvula para asegurarse de que la válvula de drenaje se vuelva a cerrar correctamente.

En este caso se procedió a abrir las válvulas pero el sistema de cada una de ellas estaba vacío y libre de agua, sin embargo las válvulas se encontraban con polvo el cual

se tuvo que limpiar con ayuda del quipo con una presión menor a los 5.0 psi y así se determinó que todas las válvulas de drenaje se encontraban libres de cualquier tipo de obstrucción.

3.4 Test del sistema pitot estático



3.4.1 Test de presión completa del sistema pitot

Con mucha precaución se trató de no someter a los tubos pitot a cargas laterales ni ha esfuerzos que resulten innecesarios ya que el tubo pitot contiene calentadores eléctricos y en el caso de afectar la estructura del tubo también existe la posibilidad de que la parte eléctrica también sufra daños.

a. Equipo necesario

- Equipo de prueba de presión capaz de entregar hasta 5.0 lb/pulg cuadrada de presión
- Adaptadores para las cabezas del tubo pitot
- Solución de prueba de fugas con 95% de agua destilada

b. Lecturas de conversión.

Tabla 5.

Velocidad indicada para test de presión

Knots (Nudos)	mm WG (columna de agua)	m.b. (milibares)	libra/pulgada cuadrada (PSI)	in Hg (pulgadas de mercurio)
350	2168.2	212.87	3.088	6.286

c. Test al sistema pitot derecho

(1) Se aisló los circuitos eléctricos de los calentadores de las cabezas de los tubos de pitot de la aeronave y a su vez también los circuitos eléctricos del detector de pérdida, debido a que estos al ser activados posiblemente podrían ocasionar que el sistema chequeado no pueda funcionar con normalidad.



Figura 21. Circuitos de stall warning y pitot aislados

(2) Como siguiente paso para realizar esta inspección se procedió a verificar que el colector de agua de las tuberías estén y que la válvula de drenaje estén cerradas, debido a que si se acumula una pequeña cantidad de agua dentro de las cañerías, estas pueden llegar al instrumento y causas lecturas erróneas.



Figura 22. Puntos de drenaje libres

(3) Se colocó el adaptador de prueba en la cabeza del tubo pitot derecho el cual se verificará la operatividad con el test de fugas de presión, asegurándose de que los orificios de drenaje estén completamente cubiertos por los adaptadores ya que si los

mismo no están cubiertos se fugará el aire por los orificios y detectará la fuga el equipo durante el test.



Figura 23. Adaptadores de pitot conectados

(4) Seguido de colocar correctamente los adaptadores se procedió a conectar la línea de presión desde el adaptador en el tubo pitot hasta el equipo para realizar el test. Como norma general se verificó que la línea de presión no se encuentre con obstrucción y que permitan la libre circulación del aire por la misma.



Figura 24. Conexión de cañería de presión

(5) De acuerdo con el manual de mantenimiento de la aeronave se procedió a iniciar lentamente la operación de la bomba en quipo. Abriendo la válvula del control de la

presión hasta que en la pantalla me indique una velocidad de 350 nudos y cuando se registre esta velocidad.

- Se apagó la válvula del control de la presión
- Se mantuvo un tiempo aproximando de 10 segundos
- Se verificó que la velocidad se mantiene en los 350 nudos



Figura 25. Configurar test de fugas sistema pitot

(6) Como todos los pasos anteriores fueron satisfactorios, se inició el test de fugas durante 120 segundos. En este tiempo se verificó en la pantalla que la velocidad especificada al inicio de este test no caiga por debajo de los 549 nudos para que el sistema no sea sospechoso y se deba someter a un chequeo de fugas de todas la cañerías. Se debe recordar que el margen de error que nos indica la operatividad del equipo es de 2.0 nudos durante todo el test.



Figura 26. Test de presión

(7) Una vez terminado el tiempo del test de fugas se procedió a verificar cual es el resultado del mismo y se apreció una caída de la presión en 1 nudo durante 0.8 segundos en todo el test de 120 segundos. Se logró determinar que el sistema pitot está operativo y no tuvo fugas significativas que puedan ocasionar daños o lecturas erróneas en el Indicador de velocidad del aire más allá de las del margen de error del equipo o de los instrumentos.



Figura 27. Prueba de fugas por presión completa

(8) Se liberó lentamente la presión de aire del sistema, primero con la apertura de la válvula de control de la presión cuando esta marque en la pantalla del equipo una liberación total en 0 nudos y 0 KPH se puede iniciar a abrir lentamente la válvula de alivio de la presión hacia el ambiente, asegurándose así de que la presión se liberó por completo del equipo y de todo el sistema para evitar que el equipo se afecte.

Se estableció una cantidad de 5 test de fugas para verificar que el sistema pitot es completamente confiable y se encuentre operativo, se siguió un paso importante en el test que se indica en el manual de mantenimiento y se procedió a colocar la válvula de aislamiento del sistema pitot hacia la posición normal abierta para poder determinar si con la válvula abierta el sistema tendría o no fugas.

Seguido de esta serie de pasos y con la válvula de aislamiento del sistema en la posición normal abierta y también en la posición aislada la presión dentro del sistema se mantuvo una presión no menor a los 459 nudos que es la máxima aceptable por el manual de mantenimiento de la aeronave y también del equipo que se realizó el test.



Figura 28. Válvula de aislamiento en posición normal

(9) Con mucha precaución se desconectó el equipo de prueba con el adaptador de presión conectado en el tubo pitot. Se verificó también que el orificio de entrada del tubo quede completamente libre de cualquier obstrucción ya sea agua o cualquier tipo de FOD que pueda causar daños en el futuro en la operación del sistema.



Figura 29. Presión del sistema liberado

(10) Una vez que el tubo pitot quedó libre se procedió a restablecer el suministro eléctrico del detector de pérdida y de los calentadores del tubo pitot mediante la activación de los circuitos ubicados en la parte posterior derecha de la cabina. Después de todas las pruebas se determinó que el sistema pitot de la aeronave se encuentran en óptimas condiciones de operación, considerando que los adaptadores para el tubo pitot siempre deben ser los adecuados para que estos no puedan dejar liberar ninguna fuga de presión.

c.1 Resultados prueba 1

Tabla 6.

Test de fugas 120 segundos al sistema pitot

N° test	Tiempo test	Resultado fuga
1	120 segundos	3 fugas en todo el test

CONTINÚA →

2	120 segundos	3 fugas en todo el test
3	120 segundos	1 fuga en todo el test
4	120 segundos	1 fuga en todo el test
5	120 segundos	1 fugas en todo el test
Resultado	Caída de velocidad de 1.8 nudos en todo el test	

En estas pruebas funcionales se procedió a verificar que dentro del tiempo estipulado de 120 segundos cada prueba se mantuviera la presión y se logró obtener un resultado satisfactorio en todo el test como lo indica la tabla 6 ya que todas las pruebas que se inició se obtuvo una fuga y caída en la presión no menos a dos nudos de velocidad en un tiempo determinado durante el test.

Tabla 7.

Test de fugas 90 segundos al sistema pitot.

N° test	Tiempo test	Resultado fuga
1	90 segundos	3 fugas en todo el test
2	90 segundos	2 fugas en todo el test
3	90 segundos	1 fuga en todo el test
4	90 segundos	1 fuga en todo el test
5	90 segundos	2 fugas en todo el test
Resultado	Caída de velocidad de 1.8 nudos durante todo el test.	

En estas pruebas funcionales se procedió a configurar el equipo para que el test de fugas tarde 90 segundos cada prueba y en cada una de ella se mantuviera la presión y se logró obtener un resultado satisfactorio en todo el test y en cada una de las pruebas

ya que se determinó que en el tiempo de 90 segundos el sistema tiene una fuga aceptable con un promedio de 1.8 nudos de velocidad de pérdida durante todas las pruebas.

c.3 Resultados prueba 3

Tabla 8.

Test de fugas 60 segundos al sistema pitot

N° test	Tiempo test	Resultado fuga
1	60 segundos	2 fugas en todo el test
2	60 segundos	1 fugas en todo el test
3	60 segundos	2 fuga en todo el test
4	60 segundos	2 fuga en todo el test
5	60 segundos	1 fugas en todo el test
Resultado		Caída de velocidad de 1.6 nudos durante todo el test

Para estas pruebas se procedió a configurar el equipo para que el test de fugas tarde 60 segundos cada prueba se mantuviera la presión y se logró obtener un resultado satisfactorio en todo el test como lo indica la tabla 8, y se logró apreciar un promedio aproximado de 1,6 nudos de pérdida durante todo el test.

El tiempo de esta prueba es de la mitad que nos especifica el manual de mantenimiento para esta inspección, por lo que se consideró que el porcentaje de satisfacción para determinar el grado de operatividad del sistema es del 50% y dependiendo del grado de fugas en el futuro podría seguir disminuyendo, inclusive con el mismo tiempo del test (60 segundos).

c.4 Resultados prueba 4

Tabla 9.

Test de fugas 30 segundos al sistema pitot

N° test	Tiempo test	Resultado fuga
1	30 segundos	1 fuga en todo el test
2	30 segundos	0 fugas en todo el test
3	30 segundos	1 fuga en todo el test
4	30 segundos	1 fuga en todo el test
5	30 segundos	1 fuga en todo el test
Resultado		Caída de velocidad de 0.8 nudos en todo el test.

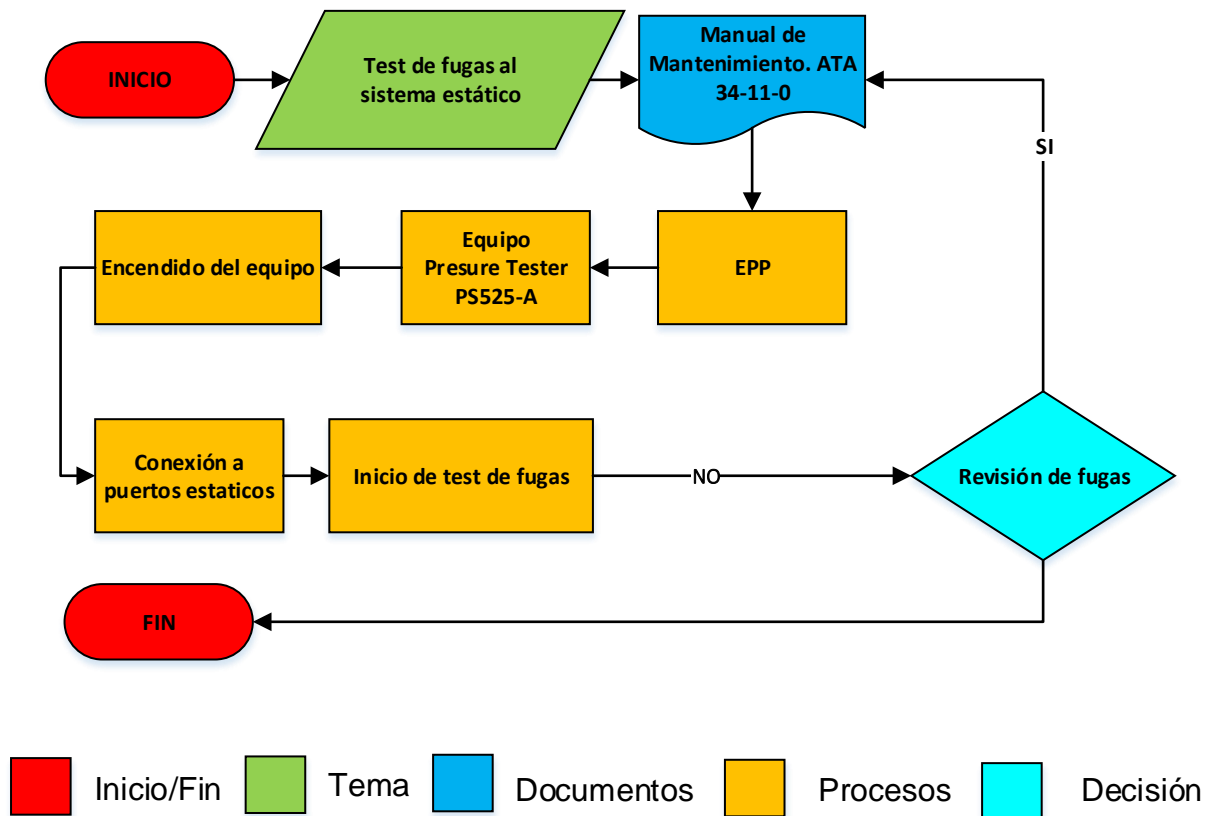
Para estas pruebas se procedió a configurar el equipo para que el test de fugas tarde 30 segundos y en cada prueba se mantuviera la presión y se logró obtener un resultado satisfactorio como lo indica la tabla 9, se determinó que para el test de fugas de 30 segundos en 5 pruebas realizadas se obtuvo un promedio de caída de velocidad de 0,8 nudos durante todo el test.

Adicional se debió considerar que el test duró 30 segundos y es el tiempo mínimo que se puede realizar este test, por lo que el porcentaje de fiabilidad para determinar el grado de funcionalidad del sistema es de apenas el 25%.

Se determinó que el sistema pitot en todas sus pruebas funcionales tiene un rango de fuga menor a 2.0 nudos por lo que la presión del sistema se mantuvo durante todas

las pruebas realizadas y se logró verificar que el sistema pitot de la aeronave se encuentra en óptimas condiciones de operación y no contiene fugas.

3.4.2 Test de succión completa del sistema estático.



a. Equipo necesario

- Equipo de prueba de presión capaz de entregar una presión de hasta 5 lb/sq.in.
- Equipo de prueba de succión capaz de producir una succión de hasta 10 lb/sq.in
- Solución para pruebas de fugas -5%Nonidet LE con 95% de agua destilada.

Se debió tomar en cuenta las recomendaciones del fabricante del equipo que indica que si el sistema pitot antes inspeccionado tiene alguna fuga considerable, no se

debería realizar el chequeo del sistema estático sin antes haber solucionados todos los problemas del sistema pitot.

b. Lecturas de conversión

Tabla 10.

Velocidades indicadas para test de succión

Knots (Nudos)	mm WG (columna de agua)	m.b. (mili bares)	PSI	inHg (pulgadas de mercurio)
130	281.8	27.66	0.401	0.817
200	678.3	66.6	0.97	1.98
350	2168.2	212.87	3.088	6.286
558	6110	599	8.7	17.71

c. Test sistema estático

(1) Como paso previos para este test se realizó los pasos iniciales que son para el test del sistema pito, se verificó que el colector de agua de la tubería se vacíe y que la válvula de drenaje se vuelva a cerrar correctamente de igual manera como se procedió para el test del sistema pitot, adicionalmente se colocó el tapón al sistema en la placa estática y se conectó la línea de succión del banco de pruebas de succión al adaptador de la placa estática.



Figura 30. Conexión a la placa estática

(2) De acuerdo con lo descrito en el manual de mantenimiento para realizar este test se debió operar el equipo con la válvula de control de vacío hasta que se obtuvo una succión que indicó el equipo de 350 nudos en la pantalla derecha, también se verificó en un tiempo de 10 segundos que la velocidad no baje en un rango considerable y se procedió a iniciar el test de fugas del sistema.

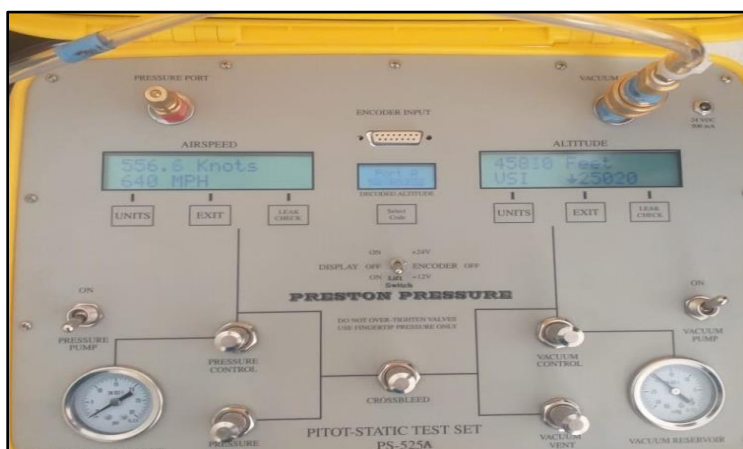


Figura 31. Inicio test al sistema estático

(3) Se inició el test de fugas durante 120 segundos, en el cual se verificó que la presión en este caso indicada por los 350 nudos no caiga por debajo de 2 nudos

después de haber iniciado el test, también se apreció que durante los 120 segundos del test la presión negativa de la succión el quipo cayó considerablemente.



Figura 32. Final test succión al sistema estático

Después de todas las pruebas se determinó que el sistema estático de la aeronave se encuentra en óptimas condiciones de operación, pero para determinar en un porcentaje alto la confiabilidad del sistema chequeado se procedió a realizar 20 pruebas para determinar el funcionamiento del sistema.

c.1 Resultados prueba 1

Tabla 11.

Test de fugas 120 segundos al sistema estático

N° test	Tiempo test	Resultado fuga
1	120 segundos	1 fuga en todo el test
2	120 segundos	3 fugas en todo el test
3	120 segundos	2 fuga en todo el test
4	120 segundos	1 fuga en todo el test
5	120 segundos	1 fuga en todo el test
Resultado		Caída de presión de 1.6 nudos durante todo el test.

En estas pruebas se procedió a verificar que dentro del tiempo estipulado de 120 segundos cada prueba se mantuviera la presión traducida en la pantalla de 350 nudos y se logró obtener un resultado satisfactorio en todo el test como lo indica la tabla 11 debido a que cada prueba no sobrepasó el máximo permitido que es de igual manera para el sistema pitot de 2.0 nudos en todo el test.

c.2 Resultados prueba 2

Tabla 12.

Test de fugas 90 segundos sistema estático

N° test	Tiempo test	Resultado fuga
1	90 segundos	2 fuga en todo el test
2	90 segundos	1 fugas en todo el test
3	90 segundos	2 fuga en todo el test
4	90 segundos	2 fuga en todo el test
5	90 segundos	1 fuga en todo el test
Resultado		Caída de presión de 1.6 durante todo el test.

En estas pruebas se procedió a configurar el equipo para que el test de fugas de succión tarde 90 segundos cada prueba y en cada una de ella se mantuviera la presión y se logró obtener un resultado satisfactorio en todo el test, se obtuvo un promedio de pérdida de 1.6 nudos en todo el test.

c.3 Resultados prueba 3

Tabla 13.

Test de fugas 60 segundos al sistema estático

N° test	Tiempo test	Resultado fuga
1	60 segundos	1 fuga en todo el test
2	60 segundos	2 fugas en todo el test
3	60 segundos	2 fuga en todo el test
4	60 segundos	1 fuga en todo el test
5	60 segundos	2 fuga en todo el test
Resultado		Caída de presión de 1,6 nudos en todo el test.

Para estas pruebas se procedió a configurar el equipo para que el test de fugas de succión tarde 60 segundos cada prueba se mantuviera la presión y se logró obtener un resultado satisfactorio en todo el test como lo indica la tabla 8, y se logró apreciar un promedio aproximado de una caída de 1,6 nudos de perdida durante todo el test.

c.4 Resultados prueba 4

Tabla 14.

Test de fugas 30 segundos al sistema estático

N° test	Tiempo test	Resultado fuga
1	30 segundos	2 fuga en todo el test
2	30 segundos	2 fugas en todo el test
3	30 segundos	1 fuga en todo el test
4	30 segundos	0 fuga en todo el test
5	30 segundos	1 fuga en todo el test

CONTINÚA →

Resultado	Caída de presión de 1.2 nudos durante todo el test.
------------------	---

Para estas pruebas se procedió a configurar el equipo para que el test de fugas de succión tarde 30 segundos y en cada prueba se mantuviera la presión y se logró obtener un resultado de una caída en la presión de 1.2 nudos durante todo el test.

Tabla 15.
Comparación caída de presión.

Comparación sistema pitot y sistema estático							
Sistema pitot			Sistema estático				
Prueba	Tiempo	Caída de velocidad (presión)	Prueba	Tiempo	Caída de velocidad (presión)		
1	120 Seg	1.8 nudos	1	120 Seg	1.6 nudos		
2	90 Seg	1.8 nudos	2	90 Seg	1.6 nudos		
3	60 Seg	1.6 nudos	3	60 Seg	1.6 nudos		
4	30 Seg	0.8 nudos	4	30 Seg	1.2 nudos		

Tanto para el sistema pitot y para el sistema estático se logró obtener resultados de fuga aceptables dentro de los rangos permitidos por el equipo utilizado durante el chequeo de fugas y tanto por el manual de mantenimiento de la aeronave por lo que se determinó que ambos sistemas se encuentran si obstrucciones ni fugas en las cañerías e instrumentos que pertenecen al sistema pitot estático.

CAPÍTULO IV

4. CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

4.1. Conclusiones

- Con la información técnica obtenida del manual de mantenimiento se aplicó la inspección al sistema pitot estático de la aeronave Hawker Siddeley 125-400 detectando las fugas dentro de las cañerías que conducen a los instrumentos que pertenecen al sistema.
- Con el apoyo del equipo PSP 525A se aplicaron las pruebas de fugas al sistema pitot estático acorde a los parámetros prescritos en el manual de mantenimiento.
- Las pruebas que se aplicaron al sistema pitot estático indicaron que las cañerías y conexiones en el sistema no contienen fugas y todo el sistema se encuentra operativo.

4.2. Recomendaciones

- Implementar adecuadas instalaciones para el uso correcto de las aeronaves mejorando así la seguridad y el buen trabajo de mantenimiento.
- Capacitar a los docentes de la carrera de Mecánica Aeronáutica sobre el uso del Equipo para realizar las tareas de chequeo de los sistemas pitot y estático de las aeronaves.
- Manipular los mandos del equipo de prueba como perillas de control e interruptores de las bombas de manera adecuada para conservar la vida útil del equipo.

REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

Avion Teq. (19 de Abril de 2013). *1811D (SERIES) PITOT-STATIC TEST SET*.

Recuperado el 16 de Agosto de 2019, de Avion Teq:

<https://www.avionteq.com/document/Operations-Manual-1811D.pdf>

CFI Notebook. (15 de julio de 2011). *Airspeed Indicator*. Recuperado el 16 de Agosto de

2019, de CFI NOTEBOOK: <https://www.cfinotebook.net/notebook/avionics-and-instruments/airspeed-indicator>

Club, Technical. (26 de Abril de 2019). *Pitot Tube Types, Applications, Advantages,*

Limitations. Recuperado el 3 de Octubre de 2019, de ClubTechnical:

<https://clubtechnical.com/pitot-tube>

Exordio. (29 de Marzo de 2016). *Físico quiere imprimir en 3D cabinas de avión de la*

Segunda Guerra Mundial. Recuperado el 12 de Enero de 2020, de

<https://www.exordio.com/blog/uncategorized/fisico-quiere-imprimir-en-3d-cabinas-de-avion-de-la-segunda-guerra-mundial.html>

Federal Aviation Administration. (2012). *Instrument Flying Handbook*. Recuperado el 26

de Enero de 2020, de

https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/media/FAA-A-H-8083-15B.pdf

Federal Aviation Administration. (24 de agosto de 2016). *Flight Instruments chapter 8*.

Recuperado el 15 de Agosto de 2019, de

https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/phak/media/10_phak_ch8.pdf

Federal Aviation Administration. (2016). *Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge*.

Recuperado el 5 de Enero de 2020, de Flight Instruments Chapter 8:

https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/phak/media/pilot_handbook.pdf

Federal Aviation Administration. (2018). *Aviation Maintenance Technician Handbook– Airframe Volumen 2*. Recuperado el 4 de Enero de 2020, de

https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aircraft/media/amt_airframe_hb_vol_2.pdf

Flight Literacy. (2015). *Pitot-Static Flight Instruments Vertical Speed (VSI) and Airspeed (ASI) Indicators*. Recuperado el 6 de Noviembre de 2019, de Flight Literacy:

<https://www.flightliteracy.com/pitot-static-flight-instruments-vertical-speed-vsi-and-airspeed-asi-indicators/>

Golpe, A. (12 de febrero de 2013). *Hawker Siddeley 125-400*. Recuperado el 18 de Agosto de 2019, de AMILARG Aviacion Militar Argentina:

<http://www.amilarg.com.ar/hawker-125-400.html>

Houston, S. (12 de Diciembre de 2019). *The Vertical Speed Indicator (VSI) Flight Instrument*. Recuperado el 6 de Enero de 2020, de the balance careers:

<https://www.thebalancecareers.com/flight-instruments-the-vertical-speed-indicator-vsi-282609>

John, K. B. (1994). *Spiral Imperial*. Recuperado el 10 de Diciembre de 2019, de Spiral

Imperial:

https://spiral.imperial.ac.uk/bitstream/10044/1/8266/1/John_Kirkham_Bradley-1994-PhD-Thesis.pdf

Mid Continet. (24 de Julio de 2019). *The Six Pack Aircraft Instruments Explained*.

Recuperado el 8 de Noviembre de 2019, de Mid Continet:

<https://www.mcico.com/resources/flight-instruments/six-pack-aircraft-instruments-explained>

Midcontinent. (26 de julio de 2019). *Airspeed Indicator Explained*. Recuperado el 20 de

Agosto de 2019, de <https://www.mcico.com/resources/flight-instruments/why-is-my-airspeed-indicator-leaking>

Preston Pressure. (2020). *PS 425*. Recuperado el 10 de Enero de 2020, de Preston

Pressure: <https://prestonpressure.com/products/ps-425-digital-pitot-static-tester/>

Preston Pressure. (2020). *PS 525*. Recuperado el 12 de Enero de 2020, de Preston

Pressure: <https://prestonpressure.com/products/ps-525-digital-pitot-static-tester/>

ANEXOS



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE TECNOLOGÍA EN MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN AVIONES

CERTIFICACIÓN

Se certifica que la presente monografía fue desarrollada por el señor PÉREZ
IMBAQUINGO RICHARD STALIN.

En la ciudad de Latacunga a los 4 días de febrero del 2020

Aprobado por:



Tigo. Edison Mauricio Granda Gualpa
DIRECTOR DE MONOGRAFÍA



Ing. Rodrigo Bautista
DIRECTOR DE CARRERA



Abg. Sarita Plaza
SECRETARIA ACADEMICA