

INSTITUTO TECNOLÓGICO SUPERIOR AERONÁUTICO

CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA

“VACIADO (DEFUELING) DE COMBUSTIBLE DEL AVIÓN FAIRCHILD FH-227 CON MATRICULA HC-BHD PARA SU TRASLADO DEL ALA DE TRANSPORTE N°11 HASTA EL CAMPUS DEL INSTITUTO TECNOLÓGICO SUPERIOR AERONÁUTICO”.

POR:

SARMIENTO RAMÍREZ ROLANDO PATRICIO

Trabajo de graduación como requisito previo para la obtención del título

de:

TECNÓLOGO EN MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN AVIONES

2011

CERTIFICACIÓN

Certifico que el presente trabajo de graduación fue realizado en su totalidad por del Sr. SARMIENTO RAMÍREZ ROLANDO PATRICIO, como requerimiento parcial para la obtención del título de TECNÓLOGO EN MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN AVIONES.

SGOP.TEC AVC. Kléver Allauca

Director de trabajo de graduación.

Latacunga, 07 de Octubre 2011

DEDICATORIA

Este trabajo lo dedico al ser supremo, a Dios ya que con su voluntad me guía a cada paso que doy en mi vida.

A mis padres, mi familia y a todas las personas que me ayudaron de una u otra manera a seguir cumpliendo mis anhelos y que gracias a todos antes mencionados he podido realizar este presente que con mucho esfuerzo y voluntad he podido llegar a este momento que es de inmensa y profunda alegría para mí y sus familiares.

Y en especial a mi madre por haberme brindado la vida sin a cambio de nada, que con sus ejemplos he asimilado y me ayudado para formarme como un ser humano y como profesional.

Rolando Sarmiento Ramírez

AGRADECIMIENTO

El presente proyecto va dirigido con una gran gratitud Al INSTITUTO TECNOLÓGICO SUPERIOR AERONÁUTICO y aquellos que forma parte del mismo.

De la misma manera aquellas personas que me ayudaron de una u otra manera a seguir adelante en mis estudios, a mis compañeros que compartí momentos de felicidad y tristeza.

A todos los docentes de mencionada institución que me impartieron sus sabios conocimientos para ser un buen ser humano y un gran profesional.

Y de manera especial al mi tutor de tesis que con su ayuda incondicional he podido culminar mi proyecto con éxito

Rolando Sarmiento Ramírez

ÍNDICE DE CONTENIDOS

PÁGINAS PRELIMINARES

PÁGINAS

Portada.....	I
Certificación.....	II
Dedicatoria.....	III
Agradecimiento.....	IV
Índice de contenidos.....	V
Índice de tablas.....	VI
Índice de figuras.....	VII
Índice de anexos.....	VIII
Resumen.....	1
Summary.....	2

CAPÍTULO I

1.1 Antecedentes.....	3
1.2 Justificación e importancia.....	4
1.3 Objetivos.....	5
1.3.1 Objetivo general.....	5
1.3.2 Objetivos específicos.....	5
1.4 Alcance.....	6

CAPÍTULO II

2. Marco teórico.....	7
2.1 Descripción general del avión Fairchild FH-227.....	7
2.1.1 Historia del avión Fairchild Fh-227.....	7
2.1.2 Versiones del avión Fairchild FH-22.....	9
2.1.3 Producciones del avión Fairchild FH-227.....	10
2.2 Dimensiones del avión Fairchild FH--227.....	11
2.3 Especificaciones técnicas del avión.....	12
2.4 Combustible de aviación.....	13

2.5 Sistema de combustible de una aeronave.....	13
2.6 Tipos de combustible de aviación	
2.5.1 Turbo kerosene (jp-1).....	14
2.6.1.1 Jp-5.....	15
2.6.1.2 Jp-8.....	15
2.6.1.3 Queroseno.....	16
2.7 principales Características del combustible de aviación	
2.7.1.1 Estabilidad térmica.....	17
2.7.1.2 Composición del combustible de aviación.....	17
2.7.1.3 Destilación del combustible.....	18
2.8 Propiedades físicas del combustible	
2.8.1.1 Octanaje.....	17
2.8.1.2 Volatibilidad.....	18
2.8.1.3 Antidetonante.....	18
2.8.1.4 Detonación.....	19
2.8.1.5 Densidad.....	19
2.8.1.6 Viscosidad.....	19

CAPÍTULO III

3.1	Sistema de combustible de la aeronave Fairchild FH-227	
3.2	Preliminares.....	20
3.3	Selección de alternativas de vaciado de combustible.....	20
3.3.1	Vaciado de combustible por gravedad.....	21
3.3.2	Vaciado de combustible a presión.....	22
3.4	Cañerías de combustible del avión Fairchild FH-227.....	23
3.4.1	Tipos de cañerías de combustible de avión Fairchild	
3.4.1.1	Cañerías de combustible flexibles.....	23
3.4.1.2	Cañerías de combustible rígidas.....	24
3.5	Sistema de combustible del avión Fairchild FH-227.....	24
3.5.1	Suministro de combustible del avión Fairchild FH-227.....	25
3.6	Indicación del sistema de combustible.....	39
3.6.1	Indicadores de cantidad de combustible.....	38
3.6.2	Indicador de flujo de combustible.....	40
3.6.2	Indicador de presión de combustible.....	41
3.6.4	Luces de aviso de baja presión de combustible.....	42

3.7 Componentes del sistema de combustible del avión Fairchild FH-227	
3.7.1 Sonda del tanque de combustible.....	43
3.7.1.1 Interruptores de prueba de cantidad de combustible.....	44
3.7.1.2 Luces de baja cantidad de combustible.....	44
3.7.1.3 Indicadores de cantidad de combustible.....	44
3.7.1.4 Indicadores repetitivos de cantidad de combustible.....	45
3.7.1.5 Transmisor de flujo de combustible.....	46
3.7.1.6 Indicadores de flujo de combustible.....	46
3.7.1.7 Transmisor de presión de combustible.....	47
3.7.1.8 Indicadores de presión de combustible.....	47
3.8 Distribución del sistema de combustible del avión.....	48
3.9 Componentes internos del sistema de combustible	
3.9.1 Tanque colector de combustible.....	50
3.9.1.1 Bombas reforzadoras de combustible.....	52
3.9.1.2 Interruptores de la bomba reforzadora de combustible.....	53
3.9.1.3 Interruptor de presión de combustible.....	54
3.9.1.4 Interruptor de presión diferencial de combustible.....	54
3.9.1.5 Calentador de combustible.....	55
3.9.1.6 Intercambiador de calor del combustible.....	55

3.9.1.7	Envolvente de cañería del calentador de combustible.....	56
3.9.1.8	Drenaje de exterior combustible.....	56
3.9.1.9	Válvula de alimentación cruzada de combustible.....	60
3.9.1.10	Válvula de alivio térmica de alimentación cruzada.....	61
3.9.1.11	Cañería de sangrado de la válvula de combustible.....	62
3.9.1.12	Válvula de corte de combustible emergencia.....	62
3.9.1.13	Adaptador de llenado de combustible.....	63
3.9.1.14	Válvula de corte de combustible.....	63
3.9.1.15	Válvula piloto de combustible.....	64
3.9.1.16	Interruptor de prueba de la válvula piloto.....	64
3.9.1.17	Interruptor de vaciado de combustible.....	65
3.9.1.18	Válvula de presión de sobre flujo de combustible.....	65

CAPÍTULO IV

4.1	Vaciado de combustible	
4.1.1	Sistema de combustible- serviceo.....	66
4.1.2	Vaciado y purga del tanque integral.....	66
4.2	Vaciado de combustible.....	76
4.3	Normas de seguridad	79

CAPÍTULO V

5.1 Conclusiones.....	81
5.2 Recomendaciones.....	82
GLOSARIO.....	83
Bibliografía.....	87
Anexos.....	88
Hoja de vida.....	140
Legalización de firmas.....	142
Cesión de derechos.....	143

ÍNDICE DE TABLAS

CAPÍTULO II

PÁGINAS

1	Tabla N° 1 Dimensiones de la aeronave Fairchild FH-227.....	11
2	Tabla N° 2 Especificaciones técnicas.....	12
3	Tabla N° 3 Costos.....	80

ÍNDICE DE FIGURAS

CAPÍTULO II

1. Avión Fairchild.....	8
2. Vistas de la aeronave Fairchild.....	12
3. Triángulo de fuego.....	14

CAPÍTULO III

1. Vaciado por gravedad.....	21
2. Vaciado a presión.....	22
3. Cañerías de combustible flexibles.....	23
4. Cañerías de combustible rígidas.....	24
5. Instalación del sistema de combustible.....	26
6. Conexión entre el tanque colector y motor.....	27
7. Calentador de combustible.....	29
8. Unidad de potencia auxiliar.....	29
9. Adaptador de presión de llenado.....	31
10. Tapa de llenado del tanque integral.....	32

11. Panel de indicación de combustible.....	33
12. Panel de llenado por un punto.....	35
13. Control de la válvula de emergencia.....	36
14. Sistema de control de alimentación cruzada.....	37
15. Instalación de llenado de combustible.....	38
17 Indicadores de cantidad de combustible.....	39
18. Indicadores de presión de combustible.....	41
19. Luces de aviso de baja presión.....	42
20. Sondas de combustible.....	43
21. Indicadores de cantidad de combustible.....	45
22. Transmisor de flujo de combustible.....	46
23. Transmisor de cantidad de combustible.....	47
24. Bombas reforzadoras internas.....	49
25 Válvula de alimentación cruzada.....	50
26. Tanque colector.....	51
27. Bombas reforzadoras.....	52

28. Drenaje exterior.....	57
29. Drenaje en tierra.....	58
30. Drenaje en vuelo.....	59
31. Conexiones internas de combustible.....	60

CAPÍTULO IV

1. Posicionamiento de la aeronave.....	67
2. Conexiones de la aeronave.....	68
3. Cables de tierra de la aeronave.....	69
4. Acople y conducto de vaciado por gravedad.....	70
5. Conexión de mecanismo de vaciado.....	71
6. Procedimiento de vaciado.....	72
7. Contenedor de combustible.....	73
8. Receptáculo de llenado a presión.....	77
9. Desconexión de la línea de vaciado.....	78

ÍNDICE DE ANEXOS

	PÁGINAS
ANEXO A	
Ante proyecto.....	89
ANEXO B	
Control esquemático del sistema de combustible.....	123
ANEXO C	
Tanque colector de combustible.....	125
ANEXO D	
Indicador de nivel de combustible.....	127
ANEXO E	
Filtro de combustible de deshielo.....	129
ANEXO F	
Válvula de sobre flujo de presión.....	131
ANEXO G	
Conexión de múltiple de combustible al mamparo.....	133
ANEXO H	
Ficha de observación aeronave Fairchild.....	135

ANEXO I

Aeronave Fairchild fh-227..... 137

ANEXO J

Punto de drenaje de combustible.....139

RESUMEN

El presente trabajo de graduación contiene de manera detallada la información para la operación, funcionamiento y activación de los diferentes componentes y dispositivos que conforma sistema de combustible de la aeronave.

En la ejecución del mismo se detalla cada parte que se encuentra dentro del sistema para su operación y manipulación acorde al manual de mantenimiento de la aeronave, además se establece los objetivos planificados anteriormente con la planificación.

El sistema de combustible está formado por una serie de dispositivos que los cuales permiten el funcionamiento de la misma desde la cabina de la tripulación, es importante mencionar que los dispositivos electrónicos del avión son operados bajo condiciones y parámetros estipulados en los manuales de la aeronave, los cuales accionan a otros componentes restantes acorde a los requerimientos de la aeronave.

También se proporciona los manuales técnicos necesarios para su operación y mantenimiento, con el fin de prevenir incidentes o accidentes al momento de la operación del sistema

SUMMARY

The following graduate thesis project contains detailed information for the operation and functioning and operation of the various components and devices that make up the fuel system of the aircraft.

In carrying out the same details every part is within the system to operate according to the manual handling and maintenance of the aircraft, also sets forth the objectives previously scheduled planning.

The fuel system consists of a series of devices which allow the operation of the same from the crew cabin, it is important to note that electronic devices are active under condition and parameters stipulate in the manual of the aircraft , which actuate other components remaining required according to the aircraft.

Also provided necessary technical manuals for operation and maintenance, in order to prevent unexpected incidents or accidents at the time of system operation.

CAPÍTULO I

1.1 Antecedentes

El Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico (ITSA) ubicado en la ciudad de Latacunga provincia de Cotopaxi, una institución educativa de tercer nivel, cuya misión es formar los mejores profesionales aeronáuticos, íntegros, innovadores, competitivos y entusiastas del país.

Previa la implementación de la aeronave Fairchild FH-227 para la institución, que va encaminada al mejoramiento de la educación en mencionada entidad, que servirá para perfeccionamiento de las destrezas y habilidades de los estudiantes de las carreras: Telemática, Ciencias de la Seguridad Aérea y Terrestre, Electrónica y Mecánica Aeronáutica con menciones Aviones y Motores, siendo esta última carrera en la cual se centró el interés y beneficio de este proyecto.

En la actualidad el instituto cuenta con talleres y laboratorios totalmente equipados para proporcionar un correcto aprendizaje, pero con los avances de la tecnología y la necesidad de mantenerse acorde a los nuevos estándares de enseñanza es ineludible de implementar una aeronave para las cátedras teórica-práctica que se dictan a los alumnos, disponer de la aeronave ayudará en la formación de nuevos tecnólogos con una amplia visión y responsabilidad acerca del campo de la aviación.

1.2 Justificación E Importancia

Teniendo en consideración que el INSTITUTO TECNOLÓGICO SUPERIOR AERONÁUTICO no cuenta con un avión escuela para la enseñanza de los estudiantes, los conocimientos impartidos por los catedráticos han presentado dificultades en el aprendizaje por parte educandos acerca del funcionamiento y operación de diferentes sistema de la aeronave.

Por esta razón el funcionamiento del sistema de combustible de este avión es de vital importancia para la operación de la aeronave en las diferentes fases de vuelo que realiza, ya que permite identificar y comprender la función que realiza todos sus componentes en el sistema, además de ser un sistema muy importante es similar a las de otras aeronaves que operan de esta manera cumpliendo todos los requerimientos del sistema.

Por tal motivo es dispensable adquirir los conocimientos acerca de este sistema de una manera teórica-práctica, visualizando la función de cada componente y en qué momento son accionados por la tripulación acorde a los requerimientos y fases que la aeronave realiza durante las fases de vuelo.

1.3. Objetivos

1.3.1 Objetivo General

Realizar el vaciado de combustible de la aeronave Fairchild FH-227 con matrícula HC-BHD para su traslado desde el Ala de transporte N°11 hacia las instalaciones del Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico (ITSA) para que este sea utilizado como avión escuela.

1.3.2 Objetivos Específicos

- Recopilar la información acerca del sistema de combustible de la aeronave Fairchild FH-227.
- Analizar la investigación de campo para la selección de información acorde al problema.
- Elaborar un plan de estrategias adecuado para el traslado de la aeronave.
- Desarrollar un cronograma de actividades para aplicar en el procedimiento de vaciado de combustible en la aeronave.
- Identificar las necesidades y herramientas para el proceso y ejecución en la operación del vaciado del combustible del avión.

1.4 Alcance

El presente trabajo realizado pretende ofrecer beneficios a corto y largo plazo, de manera directa a los estudiantes del Instituto tecnológico superior aeronáutico de tal manera elevar el nivel académico de la educación hacia los educandos de la carrera de mecánica aeronáutica.

En la aeronave se presentará físicamente a los estudiantes el funcionamiento del sistema y funcionamiento de válvulas, bombas, sensores y demás componentes del sistema. Líneas de recorrido con su respectivo almacenaje de combustible y secuencias de funcionamiento que es muy similar con todas las aeronaves que poseen un sistema similar al estudiado.

Con el aporte de la aeronave se pretende proporcionar al sector aeronáutico tecnólogos con una capacidad técnica, analítica y consiente, para brindar soluciones a los problemas que se presenten en las aeronaves.

Hoy en la actualidad la aviación ha realizado un despegue al desarrollo de nuevas innovaciones y tecnologías que son utilizadas en las aeronaves para su funcionamiento, por esto se ha visto en la necesidad de implementar este tipo de aeronave para la institución, para desarrollar día tras día la importancia de la aviación en todo el campo aeronáutico tanto civil como militar.

CAPÍTULO II

MARCO TEÓRICO

2.1 Descripción General del Avión Fairchild

2.1.1 Historia

Las relaciones entre Fokker y Fairchild comienzan hacia el año 1952. Ambos constructores habían trabajado anteriormente en la búsqueda de un avión que lograra remplazar el DC-3. En un principio Fairchild logra obtener la licencia de fabricación de los aviones de entrenamiento Fokker S.11, S.12 y S.14. El 26 de abril de 1956 Fairchild llega a un acuerdo con Fokker para construir bajo licencia, el Fokker F27, por entonces estaba en desarrollo en Holanda y se decide la construcción de la fábrica en Hagerstown, Maryland. El primer pedido americano por los aviones producidos por Fairchild no tarda en llegar: en abril de mismo año se recibe una orden inicial de la aerolínea West Coast Airlines por cuatro aviones, a la que les siguieron en mayo un nuevo pedido de Bonanza Airlines de tres unidades y en junio siete más para Piedmont Airlines.

El primer F-27 producido por Fairchild es entregado a su cliente, poco tiempo antes que la fábrica Fokker en Schiphol-Holanda haya entregado su primer modelo de serie.

Los aviones producidos por Fairchild recibieron denominaciones diferentes a los modelos holandeses:¹

F.27-100 producido por Fokker equivalía al F-27 de Fairchild. F.27-200 al F27A de Fairchild. F.27-300 al F-27B de Fairchild.²

Fairchild por su parte desarrolla versiones propias, como la F-27F (un avión VIP en configuración ejecutiva), el F-27J, más pesado y remotorizado con DartMk 532-7 para la Allegheny Airlines y el modelo de prestaciones mejoradas en alta cota 27M.



Figura: 2.1. Avión Fairchild FH-227

Fuente: Investigación de campo.

¹<http://fh227.rwy34.com/> Sitio dedicado a el FH-227

²Idem

2.1.2 Versiones del Avión Fairchild

FH-227

La Versión inicial motorizada con Dart 7 Mk 532-7 de 2.250 cv. Estos motores tenían un engranaje de reducción de 0.093:1. Peso máximo en despegue 19.730 kg (43.500 lbs.)

FH-227B

Versión reforzada de mayor peso, pedida por Piedmont Airlines en abril de 1966 y que entrará en servicio en marzo de 1967. Como planta motriz se instalan Dart Mk 532-7L de 2.250 cv y el avión es equipado con hélices de mayor diámetro. El peso máximo en despegue pasa a 20.640 kg (45.500 lbs.).

FH-227C

Básicamente un FH-227 con las hélices del FH-227B. Mismo peso máximo al despegue y motorización.

FH-227D

Versión pasajeros-carga convertible. Equipada con frenos mejorados ABS y sistema de flaps con posiciones intermedias para el despegue. Motores Dart 7 532-7C o

Dart7 Mk 532-7L de 2.300 cv y engranajes de reducción de 0.093:1. Peso máximo al despegue de 20.640 kg (45.500 lbs.).

FH-227E

FH-227C modificado en FH-227D.Motorización Dart 7 Mk 532-7L de 2.300 cv.Peso máximo al despegue de 19.730 kg (43.500 lbs).

2.1.3 Producciones del Avión Fairchild FH-227

El número de constructores de Fairchild Hiller van de C/N 501 al C/N 579, de hecho este último avión jamás fue terminado lo que da una producción de 78 aviones FH-227. Muchos de estos aviones fueron modificados a lo largo de su vida útil y pasaron de ser por ejemplo, convertidos de FH-227 a FH-227B u otras posibilidades según los deseos de los operadores. Pero en términos generales y tomando en cuenta su entrega inicial la producción puede dividirse en:³

FH-227 33 aviones

FH-227B 37 aviones

FH-227D 8 aviones.

Seis aviones fueron convertidos en FH-227E, incluyendo el C/N 501 originalmente el avión FH-227 demostrador de Fairchild Hiller, vendido después a la Mobil Oil donde

³ Idem

volará con el registro N2657. Otros aviones serán modificados por Fairchild Hiller, era lograr una larga vida útil en LCD, es decir con la gran compuerta de carga del lado izquierdo, en ese caso un FH-227E sería entonces un FH-227E LCD. Gran parte de los aviones serán modificados en tipos LCD hacia el fin de su vida activa.

2.2 Dimensiones del Avión Fairchild FH-227.

Las dimensiones de la aeronave están basadas en los manuales del fabricante de la aeronave.

Longitud	83 pies 8 en (23.50 m)
Wingspan o Envergadura	95 pies 2 en (29.00 m)
Altura	27 pies 7 en (8.41 m)
Área del ala	753 pies de ² (de 70.0 m)

Tabla: 2.1. Dimensiones del avión Fairchild FH-227

Fuente: Maintenance Manual Fairchild FH-227.

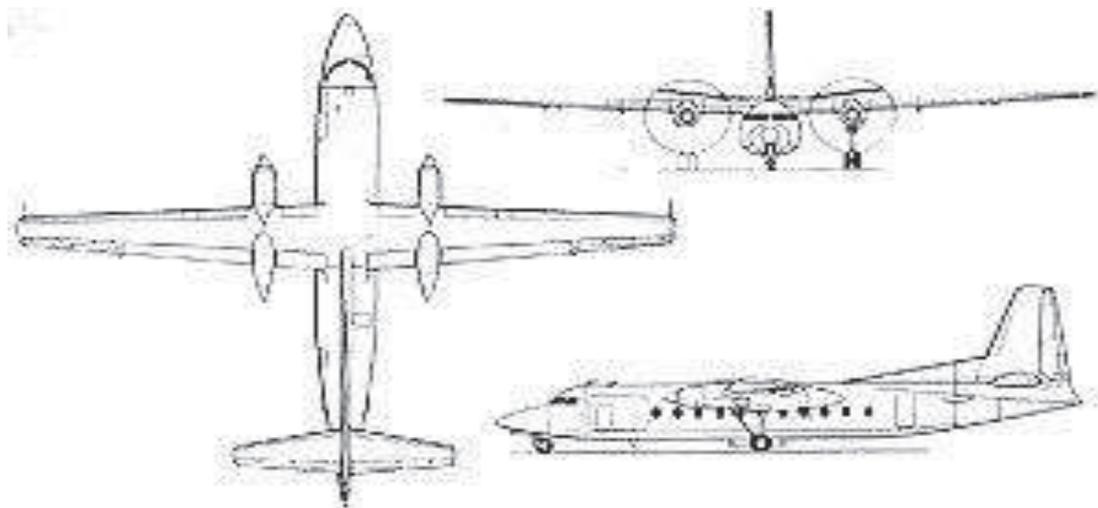


Figura: 2.2. Vistas de la aeronave Fairchild

Fuente: Investigación de campo.

2.3 Especificaciones Técnicas del Avión Fairchild FH-227

Capacidad	52 asientos en echada de 79 centímetros (31 adentro), o un máximo de 56
Peso vacío	45.500 libras (20.600 kilogramos)
Peso de despegue máximo	45.500 libras (20.600 kilogramos)
Central eléctrica	Dos Turbopropulsores de RollsRoyce.
Velocidad máxima	(Vne kts (478 km/h)
Velocidad de crucero	220 kts (407 km/h)
Velocidad mínima de control	90 kts (166kph) sin trenes ni flaps abajo.

Combustible	5.150 (1.364 galones)
Máxima autonomía	2.661km (1.437nm)
Pasajeros	48 a 52
Tripulación	DOS
Flaps	Siete posiciones

Tabla: 2.2. Especificaciones técnicas

Fuente: Maintenance Manual Fairchild⁴.

2.4 Combustible de Aviación

Es toda sustancia solida, liquida o gaseosa capaz de quemarse en contacto con una fuente de ignición y en presencia del oxígeno que al combinarse arde fácilmente, dando lugar a una combustión.

⁴ Idem

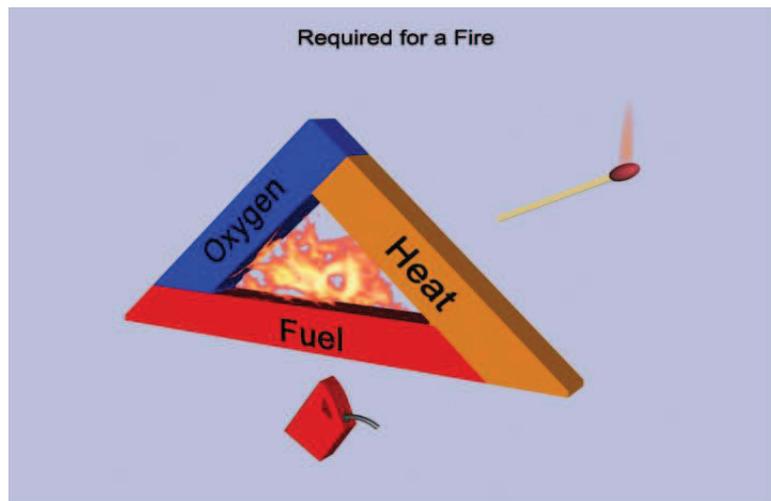


Figura: 2.3 Triángulo de fuego

Fuente: Investigación de campo.

2.5 Sistema de Combustible de una Aeronave

Es el conjunto de accesorios y componentes cuyo propósito principal es proporcionar un suministro continuo, seguro y a la presión correcta de combustible al motor en una cantidad precisa, limpia para satisfacer las exigencias de motor en las diferentes condiciones climáticas, vuelo, fases y condiciones adversas a las normales de la aeronave.

2.6 Tipos de Combustible de Aviación

2.6.1 Turbokerosene (JP-1)

El JP-1 (del inglés Jet Propulsión o propulsión a chorro) fue uno de los primeros combustibles para motores a reacción, especificado en 1944 por el gobierno de los Estados Unidos. Compuesto de queroseno puro, contaba con un alto punto de

inflamabilidad respecto al combustible de aviación habitual, y un punto de congelación de menos 60°. Esta última especificación limitó la disponibilidad del JP-1, que pronto fue sustituido por otros combustibles, mezclas de queroseno con nafta o gasolina.

2.6.1.1 JP-5

El JP-5 fue desarrollado para reducir el riesgo de incendio y explosión en las cubiertas de los portaaviones.

El JP-5 o JP5 (del inglés Jet Propulsión o propulsión para reactores) es un combustible derivado del queroseno, con un punto de inflamabilidad de al menos 60°, un punto de congelación de menos 46° y de color amarillo.

Fue desarrollado en 1952 para los reactores embarcados en portaaviones, donde el riesgo de incendio era particularmente alto. El JP-5 se mantiene como el principal combustible para la aviación embarcada con motores de reacción.

2.6.1.2 JP-8

JPo JP8 (del inglés Jet Propulsión o propulsión para reactores) es un combustible derivado del queroseno. Se desarrolló para sustituir al JP-4 debido al ser menos inflamable y volátil, con lo que mejoraba la seguridad y la supervivencia en combate. La Fuerza Aérea de los Estados Unidos sustituyó totalmente el JP-4 por JP-8 en el otoño de 1996. La armada de los Estados Unidos usa una fórmula similar al JP-8: el JP-5.⁵

⁵ Idem

El JP-8 se empezó a usar en base de la OTAN en 1978 y se espera que se utilice hasta 2025. La designación OTAN es F-34 y se especifica en el British Defence Standard 91-87 y MIL-DTL-83133.⁶

La aviación comercial usa una mezcla similar conocida como Jet-A1, si bien el JP-8 incluye inhibidores de corrosión y congelación así como lubricantes y agentes anti-estáticos.

El JP-5 tiene un punto de inflamabilidad superior al JP-8, pero su elevado coste limita su uso a portaaviones.

Si bien el JP-8 tiene menos benceno (un cancerígeno) y menos n-hexano (una neurotoxina) que el JP-4, su olor es mucho más fuerte y tiene un tacto aceitoso. Los trabajadores se han quejado de oler y saborear a JP-8 durante horas después de su exposición al combustible. Al ser menos volátil, el JP-8 permanece durante más tiempo en las superficies contaminadas.

2.6.1.3 Queroseno

El queroseno, querosén, kerosene o kerosén (del griego κηρός - keros, cera) es un líquido transparente (o con ligera coloración amarillenta) obtenido por destilación del

⁶«<http://es.wikipedia.org/wiki/Queroseno>»
Categorías: Combustibles y lubricantes aeronáuticos

petróleo. De densidad intermedia entre la gasolina y el gasóleo o diesel, se utiliza como combustible, el JP (abreviatura de Jet Petrol) en los motores a reacción y de turbina de gas o bien se añade al gasóleo de automoción en las refinerías.

Se utiliza también como disolvente y para calefacción doméstica, como dieléctrico en procesos de mecanizado por descargas eléctricas y antiguamente para iluminación. Es insoluble en agua.⁷

2.7 Principales Características del Combustible de Aviación

2.7.1.1 Estabilidad térmica.

Determina la resistencia a la oxidación y a la polimerización del producto para las condiciones de operación, se mide en función de la cantidad de depósitos formados en el sistema de combustible.

2.7.1.2 Composición del Combustible de aviación

La composición de los hidrocarburos del producto determina la calidad de su combustión. Específicamente hay limitaciones respecto al contenido de compuestos aromáticos y naftenicos, porque estos están asociados a la producción de humo y carbón durante la combustión del producto.

⁷Idem

2.7.1.3 Destilación del combustible

El punto inicial y el punto final del rango de destilación del producto determinan la temperatura de inflamación y congelamiento. La primera temperatura es importante por aspectos de seguridad en tierra y la segunda por aspectos de operación de los equipos.

2.8 Propiedades Física del Combustible

2.8.1.1 Octanaje

Es la que define el poder antidetonante de un carburante en relación a una mezcla hidrocarburos tomada como unidad base, y se expresa con un número denominado número de octano.

2.8.1.2 Volatibilidad

Es la propiedad que mide la facilidad de una sustancia para pasar de un estado líquido al gaseoso.

2.8.1.3 Antidetonante

Propiedad que mide la resistencia del combustible a la combustión.

2.8.1.4 Detonación

Es la inflamación súbita de la mezcla (combustible-aire) en la cámara, la resistencia del combustible a detonar se mide en índice de octanos.

2.8.1.5 Densidad

La densidad de un fluido viene determinada por la masa y el volumen de dicho fluido según la relación $d = M/V$.

Cuando se aumenta la temperatura de un fluido, los átomos que lo componen comienzan a vibrar (el fluido se expande) ocupando más espacio y, por tanto, aumentando su volumen.

2.8.1.6 Viscosidad

Mide la resistencia interna que presenta un fluido al desplazamiento de sus moléculas. Esta resistencia viene del rozamiento de unas moléculas con otras y se mide en poises.

2.8.1.7 Combustión

CAPÍTULO III

3.1 Sistema de Combustible de la Aeronave Fairchild FH-227.

3.2 Preliminares.

En el instituto tecnológico superior aeronáutico no se han realizado proyectos como la implementación de una aeronave escuela, por tal motivo se realizó tal implemento, ya que la aviación es un campo que día tras día se va modernizando y tecnificado tanto en la parte técnica y tecnológica por lo tanto se ha optado por dotar este tipo de aeronave a tal institución.

3.3 Selección de Alternativas de Vaciado de Combustible

Para la selección de alternativas y ejecución de proyecto se realizó una investigación de campo pertinente, conjuntamente con los técnicos familiarizados con la aeronave se pudo recabar información acerca del vaciado de combustible, conociendo que existen dos tipos de vaciado de combustible en las aeronaves que se puede aplicar tales como: Por gravedad y por presión.

3.3.1 Vaciado por Gravedad

Esta es la alternativa que se utilizó para la realización del tema en la aeronave con el propósito de aliviamiento de peso y seguridad en el traslado de la misma.

Los sistemas por gravedad no requieren de ninguna fuente de impulso, los estanques de combustibles deben estar colocados a una distancia cercana suficiente para dar presión de combustible y flujo, que debe ser alrededor del 150% del flujo de combustible requerido por el motor en el despegue.

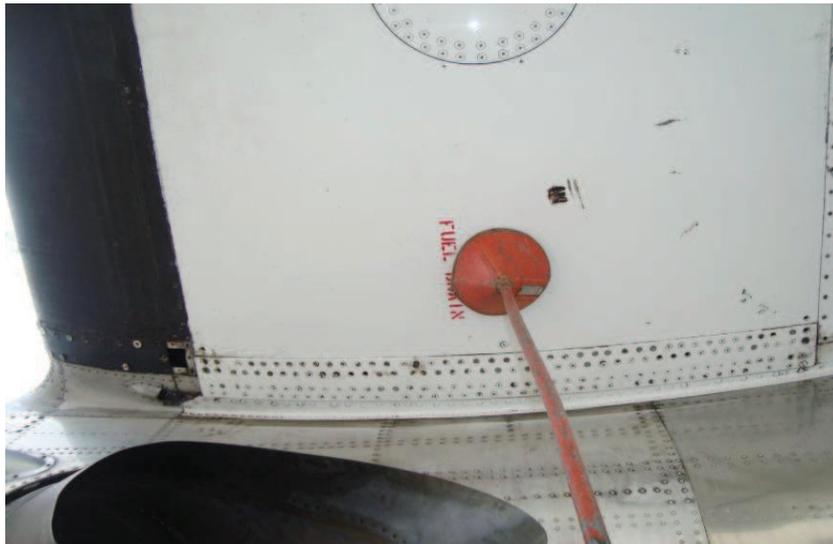


Figura: 3.1. Vaciado por gravedad

Fuente: Rolando Sarmiento.

3.3.2 Vaciado a Presión

Esta alternativa es empleada por medio del uso de bombas para la absorción y presión de combustible hacia y desde la aeronave.

Los sistemas que utilizan bombas para mantener la presión, deben ser diseñados para entregar un flujo de combustible de 0.9 lbs/hora por cada HP entregado por el motor en el despegue, o el 125% del flujo de combustible necesario para el despegue con el motor a un máximo de potencia.

La bomba reforzadora, que comúnmente está ubicada en punto más bajo del tanque colector, debe estar disponible en la partida del motor, el despegue, el aterrizaje y para utilizarla a grandes alturas. Esta bomba debe tener la capacidad de sustituir o reemplazar a la bomba de combustible accionada por el motor en el momento en que esta falle.



Figura: 3.2. Vaciado a presión

Fuente: Rolando Sarmiento.

3.4 Cañerías de Combustible del avión Fairchild FH-227

Las cañerías de combustible deberán tener un tamaño adecuado para llevar un máximo de flujo de combustible requerido bajo todas las condiciones y consumo del motor, y no deberán tener dobladuras o subidas rápidas, las cuales tendrán a producir acumulación de vapores y el sub-siguiente bloqueo de vapores en las cañerías.

3.4.1 Tipos de cañerías de Combustible del avión Fairchild FH-227

3.4.1.1 Cañerías de Combustible Flexibles

Cada cañería metálica o manguera de combustible se identifica por una franja de clave de color rojo. Se fabrican de caucho sintético y de tejido.



Figura:3.3 Líneas de combustible flexible

Fuente: Rolando Sarmiento.

3.4.1.2 Cañerías de Combustible Rígidas

Las cañerías de combustible son elaboradas de aleación recosida de aluminio.



Figura: 3.4.cañerías de combustible rígidas

Fuente: Rolando Sarmiento.

3.5 Sistema de Combustible del Avión Fairchild FH-227

La cobertura de mantenimiento paralos componentes esta en este capítulo, proporcionado a los componentes que almacenan y suministran una baja presión de combustible a los motores hasta incluyendo el calentador de combustible, también están incluidos la cantidad de combustible y el sistemas de llenado a presión.

La información del sistema de combustible en los motores, la entrada es mediante el manual de mantenimiento de la aeronave, será encontrada en el capítulo de motores ROOLS- ROYCE.

Capítulo 12, servicio, contiene instrucciones para el llenado de combustible del avión

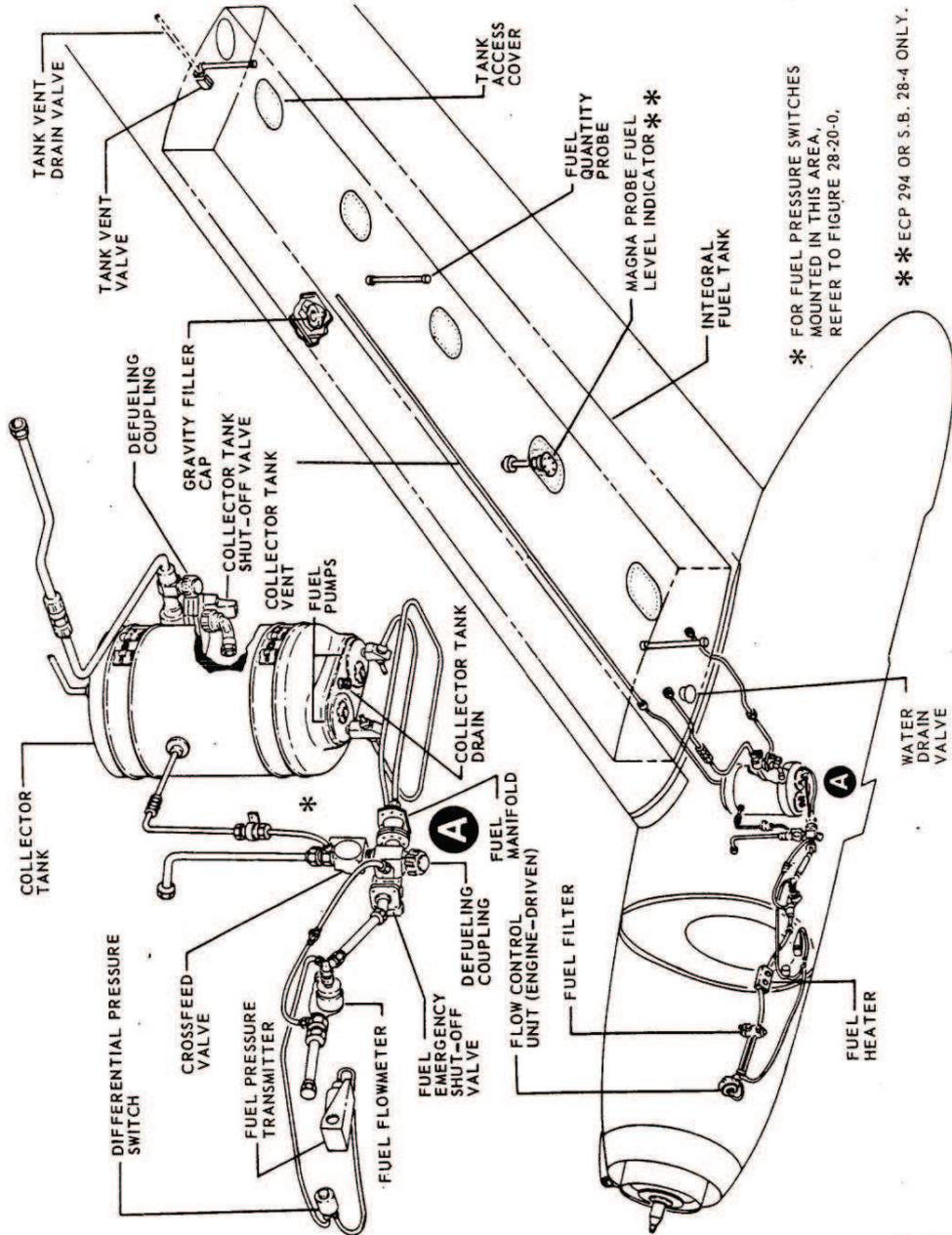
3.5.1 Suministro de combustible del avión Fairchild FH-227

Cada motor es suministrado por un sistema de combustible independiente, con provisiones para suministrar a cualquier motor desde el lado opuesto por medio de un sistema de alimentación cruzada.

El sistema de alimentación cruzada es controlado mecánicamente a través de un sistema de cable, sectores y poleas terminado con un indicador- tipo control de nudo, montados horizontalmente en la parte posterior del compartimento de la tripulación.

Un tanque integral está localizado en cada ala externa, por gravedad alimenta a un tanque colector en cada nacela. Dos bombas reforzadoras están localizadas dentro del tanque colector, la energía para operar las bombas siendo un inmoviliario desde la barra de emergencia de vuelo.

**FAIRCHILD
FH-227 SERIES
MAINTENANCE MANUAL**



* FOR FUEL PRESSURE SWITCHES MOUNTED IN THIS AREA, REFER TO FIGURE 28-20-0.

** ECP 294 OR S.B. 28-4 ONLY.

Fuel System Installation
Figure 1

Figura: 3.5. Instalación del sistema de combustible

Fuente: Maintenance Manual FAIRCHILD FH-227.

Una válvula de corte combustible es eléctricamente operada y está localizada en la cañería principal entre el tanque del ala y el tanque colector. La energía requerida para la operación es de 28- volts CD corriente directa desde la barra de emergencia de vuelo.

Entre el tanque colector y la conexión de entrada al motor en cada nacela están instalado un interruptor de presión de combustible, una válvula de alimentación cruzada, una válvula de corte de emergencia, un flujometro de combustible, un calentador de combustible, necesario una válvula antirretorno y provisiones para el alivio de la expansión térmica, entre la pared de fuego y conexiones de entrada al motor, las líneas están protegidas por donde pasan a través de la turbina y cámara de combustión.



Figura: 3.6. Conexión entre el tanque colector y motor

Fuente: Rolando Sarmiento.

Además la línea de alimentación de combustible primaria y la línea de combustible de baja presión es enviada desde los motores a un interruptor de presión diferencial en la nacela la cual opera un filtro de luces de aviso de congelamiento en el compartimento de la tripulación. La presión de combustible es transmitida también a la derivada en esta línea de baja presión.

La válvula de combustible de corte de emergencia es mecánicamente controlada a través de un sistema de cables, reglaje, poleas, y acople teleflex terminado con una manija "T" manija localizada en el compartimento de la tripulación sobre el panel de emergencia de vuelo junto al panel de instrumentos. Los componentes eléctricos restantes instalados entre el tanque colector y la conexión de entrada del motor que recibe su energía eléctrica como lo siguiente.

Un flujometro de combustible y transmisor de presión de combustible, 26- volts, 400- ciclos, una fase CA desde el panel eléctrico de CA, calentador de combustible y el interruptor de presión diferencial, 28-volts CD desde la barra de emergencia de vuelo.

El combustible es suministrado a un calentador de combustión del sistema de combustible del avión, siendo derivado desde un punto en la nacela izquierda solamente, entre la válvula de alimentación cruzada y la válvula de corte, para que el flujo de combustible a los calentadores es ininterrumpido por operación de cualquier de estas válvulas, con tal de que la válvula del calentador de combustible permanezca abierta (ver ATA 21 para detalles).



Figura: 3.7. Calentador de combustible

Fuente: Rolando Sarmiento.

El combustible es proporcionado a la unidad de potencia auxiliar desde el punto correspondiente en la nacela derecha. Dos acoples de vaciado están incorporadas en cada nacela, uno entre el tanque colector y uno entre el tanque colector y la válvula de emergencia de corte para que el sistema entero pueda ser vaciado o solo el tanque integral o el tanque colector deseado. Los acoples son sellados, de tipo desconexión rápida, con tapas removibles y provisiones para conectar a una cañería de vaciado.



Figura: 3.8. Unidad de Potencia Auxiliar

Fuente: Rolando Sarmiento.

El acceso a los varios componentes del sistema de combustible para desempeñar prácticas de mantenimiento es posible a través del área del tren principal de rueda y neumático, panel de tapas del motor, y en el caso del tanque integral de combustible y unidades allí adentro, los paneles de acceso están proporcionados en la piel debajo del ala.

El avión incorpora una presión de abastecimiento de combustible para el tanque de combustible integral del ala, diseñado para permitir una rápida operación de vaciado y llenado. Incluido en el sistema de presión de llenado está una válvula de corte, una válvula piloto, una válvula de sobre flujo- presión, por cada tanque, y una cañería de llenado acoplada en la nacela derecha. Un interruptor de vaciado, interruptores de prueba y enchufes conectados a tierra están localizados en un panel de llenado ubicado en la parte posterior del adaptador de la línea.

El adaptador de presión de llenado, montado en la nacela derecha justo delante del mamparo posterior en la estación 213, es de tipo estándar para acomodar una bayoneta- tipo manga boquilla.

Cuandola boquilla se cierra en el adaptador, sirve para abrir una válvula en el adaptador para dejar entrar el combustible desde la manguera de llenado al sistema de llenado de combustible de la aeronave.

El desenganche de la boquilla cierra la válvula, para prevenir la perdida de combustible cuando el abastecimiento es concluido. La línea de llenado en la nacela conecta al adaptador de llenado a las entradas de los tanques a través de dos

válvulas de corte las cuales son controladas por una válvula piloto tipo flotador doble en cada tanque de combustible.



Figura: 3.9. Adaptador de presión de llenado

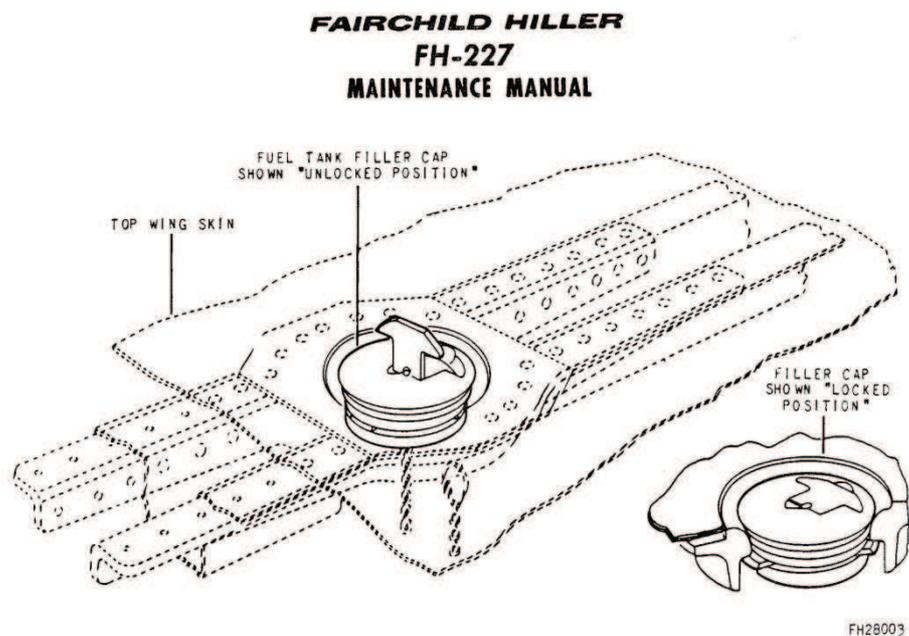
Fuente: Rolando Sarmiento.

La válvula de corte se mantiene normalmente en posición cerrada por un resorte de presión, pero cuando la presión de llenado es aplicada al lado interior de la válvula y se permite sangrar fuera del otro lado, la válvula es obligada a abrir hidráulicamente. Esta presión permite llenar el tanque hasta el nivel de combustible suficiente para levantar los flotadores de la válvula piloto.

Cuando los flotadores de la válvula piloto estén alzados lo suficientemente, las líneas de sangrado desde las válvulas de corte están cerradas, causando un incremento en la presión en la cual, apoyada por un resorte, es suficiente para cerrar la válvula de corte contra la presión de llenado.

Un vaciado rápido puede también ser logrado a través del uso del mismo sistema.

Esto es logrado por aplicación de succión de vaciado a el adaptador de presión de llenado y cerrando los orificios de sangrado de la válvula de corte. Si los orificios de sangrado permitieran permanecer abiertas, la presión diferencial insuficiente podría existir por la válvula de corte y la válvula de corte podría permanecer cerrada debido a la presión excesiva, consecuentemente esto es necesario durante el vaciado para energizar el solenoide de la válvula piloto, por medio de un interruptor de vaciado, para levantar y soportar a los flotadores como el nivel de combustible en el tanque disminuye. Esta acción mantiene a los agujeros cerrados mientras el vaciado esta en progreso.



Fuel Tank Filler Cap
Figure 4

Figura: 3.10. Tapa de llenado del tanque de integral

Fuente: Maintenance Manual FAIRCHILD HILLER FH-227.

Para el propósito de realizar mantenimiento, el adaptador, conexiones de tierra, y interruptores están enlazados a través de tren de aterrizaje principal, y acceso a la válvula de corte, válvula de sobre flujo- presión, y válvula piloto esta a través del panel de acceso del ala parte inferior de la piel.

El sistema de indicación de cantidad de combustible para cada tanque integral del ala incluye tres tanques unidad de sondas, un indicador de cantidad de combustible localizado en el panel de instrumentos del motor, y un indicador repetido localizado en el panel de llenado.



Figura: 3.11. Panel de indicación de combustible

Fuente: Rolando Sarmiento.

Tres probetas en el tanque de combustible tipo capacitor utilizan propiedades dieléctricas del combustible para obtener la cantidad medidas en valores de capacitancia, cualquier cambio en la cantidad de combustible entre vacío y lleno.

Produce un correspondiente cambio en capacitancia eléctrica en media placa fijada a la unidad medidora del tanque.

El puente de capacitancia en el indicador de balance la capacitancia de entrada desde la sonda del tanque y produce un voltaje el cual pasa al amplificador.

El amplificador en el indicador contiene tres transistores los cuales aumentan los voltajes de referencia producido por la unidad del puente esta señal amplificada es registrada en un marcador en libras de combustible.

Dos interruptores de prueba, uno para cada sistema de combustible, están montados en el panel de instrumentos del motor, y una luz de aviso de baja cantidad es proporcionada para dar la indicación al piloto cuando es menos de 200 libras de combustible indicada por el manómetro.

Dos interruptores de prueba para la indicación repetida están montados en el panel de abastecimiento de combustible.

Cada sistema de indicación requiere 28- voltios CD desde la barra primaria y 115 voltios, una fase, 400 ciclos ac.

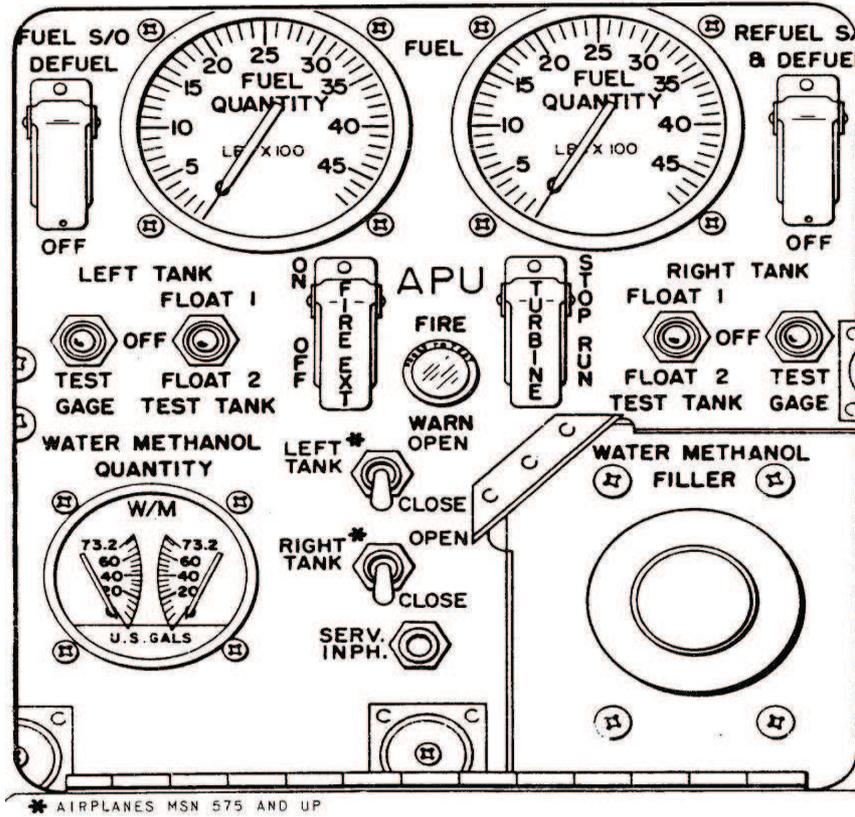
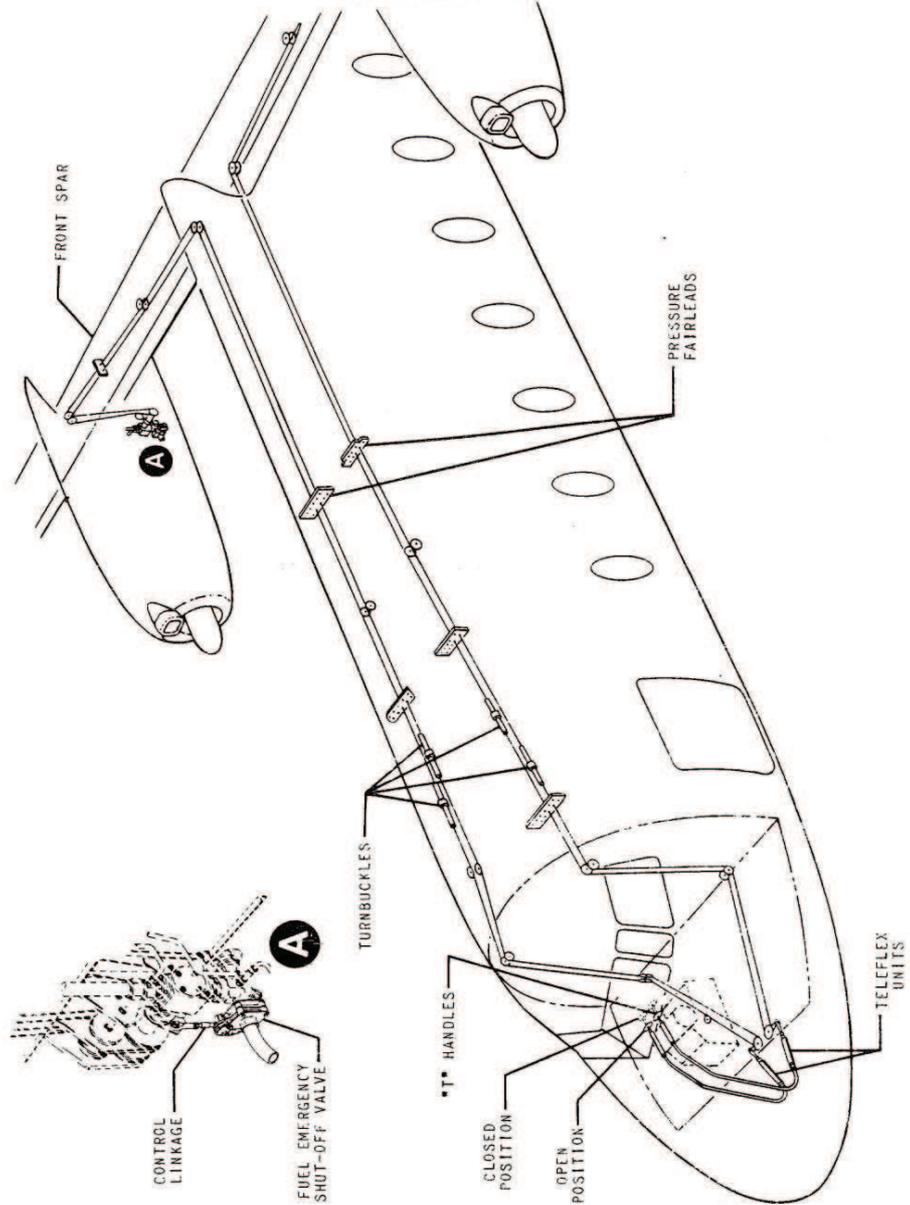


Figura: 3.12. Panel de llenado por un solo punto

Fuente: Maintenance Manual FAIRCHILD HILLER FH-227.

**FAIRCHILD HILLER
FH-227
MAINTENANCE MANUAL**



**Emergency Shut-Off Valve Controls
Figure 6**

FH25007

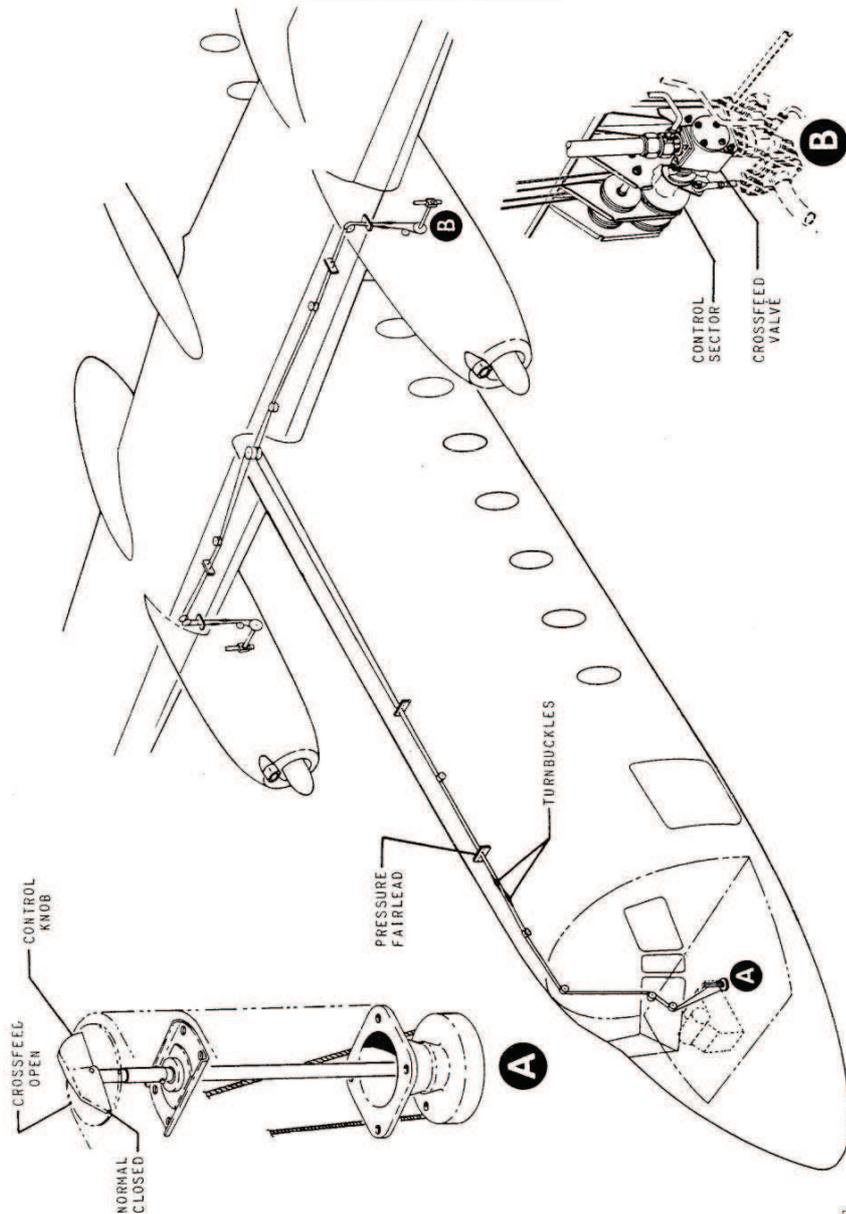
Jan 15/66
X

28-00
Page 9

Figura: 3.13Control de válvula de emergencia Shut-Off

Fuente: Maintenance Manual FAIRCHILD HILLER FH-227.

**FAIRCHILD HILLER
FH-227
MAINTENANCE MANUAL**



**Fuel Crossfeed Control System
Figure 7**

FH28006

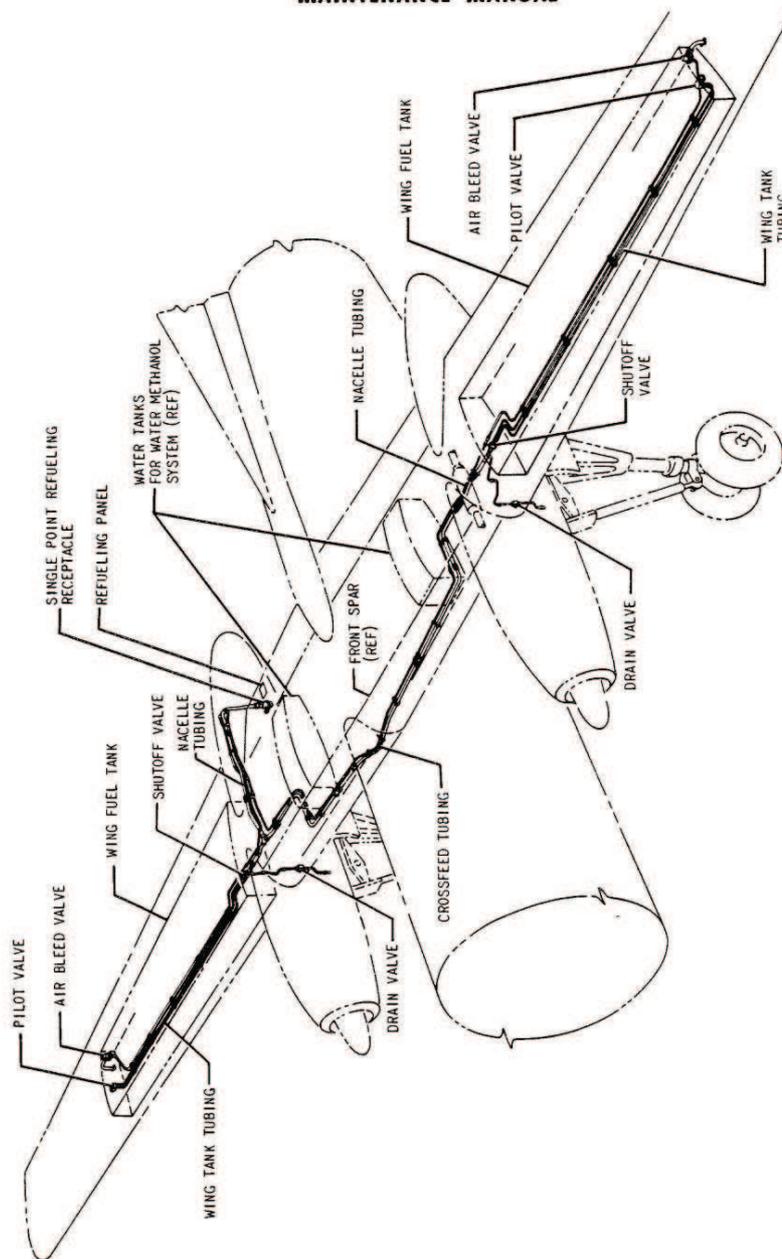
28-00
Page 10

Jan 15/66
X

Figura 3.14 Sistema de control de alimentación cruzada de combustible

Fuente: Maintenance Manual FAIRCHILD HILLER FH-227.

**FAIRCHILD HILLER
FH-227
MAINTENANCE MANUAL**



**Pressure Refueling Installation
Figure 8**

FH28029

Jan 15/66
X

"END"

28-00
Page 11

Figura: 3.15. Instalación de llenado de combustible a presión

Fuente: Maintenance Manual FAIRCHILD FH-227.

3.6 Indicación del sistema de combustible

La indicación del sistema de combustible proporciona mediante la mostración visual de información pertinente del sistema de combustible, rango de flujo de combustible, y presión de combustible.

3.6.1 Indicador de cantidad de combustible

La indicación de la cantidad de combustible es dada por dos capacitores de medida de combustible del sistema, uno para cada tanque integral del ala. Cada sistema incluye tres unidades de sonda en el tanque, un indicador de cantidad de combustible y luces de aviso tanque localizada en el panel de instrumentos del motor, y un indicador repetidor de combustible localizado en un punto del panel de llenado de la nacela derecha.

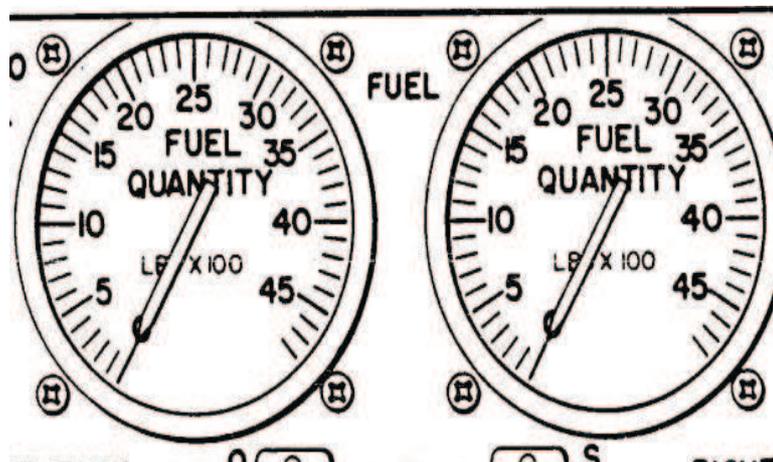


Figura: 3.16 Indicadores de cantidad de combustible

Fuente: Maintenance Manual FAIRCHILD FH-227.

La unidad de sonda del tanque utiliza las propiedades dieléctricas del combustible para obtener la cantidad medida en valores de capacitancia, cualquier cambio en cantidad de combustible produce un correspondiente cambio de capacitancia de la unidad de sonda del tanque.

El indicador el cual alberga un circuito puente, amplifica y motor impulsor, convierte la unidad de capacitancia del tanque en una presentación marcada en medida de cantidad de combustible en ciento de libras.

En algunos aviones un calibrado circular en el borde alrededor de la marcación del indicador de la nacela proporciona una lectura directa de cantidad de combustible en galones U.S., La energía de operación del sistema es obtenida del voltaje primario CD de 28-volt, de la barra de emergencia en vuelo, y de la barra primaria CA de una fase de 115-volt.

Dos interruptores de prueba, uno para cada sistema de indicación, están montados sobre el panel de instrumentos del motor.

En el avión incorpora ECP 294 o S.B 28-4 una operación manual magnética del indicador del nivel de combustible instalado en cada tanque integral del ala, provee los medios para medir en contenido del tanque de tierra sin derrame.

3.6.2 Indicador de flujo de combustible.

El consumo de combustible de cada motor es mostrado por un doble indicador de flujo de combustible instalado sobre el panel de instrumentos del motor. El

instrumento esta calibrado en cientos de libras por hora y esta energizado por dos transmisores de flujo de combustible, uno en cada línea de combustible principal entre la válvula de emergencia de corte y el calentador de combustible. Cada transmisor de flujo mide el rango de flujo a través de la línea de suministro y el transmisor eléctrico, este rango de flujo al indicador. La energía eléctrica para el indicador de flujo de combustible y el transmisor de flujo de combustible es suministrado por el sistema CA de una fase de 26-volt.

3.6.3 Indicador de presión de combustible.

Un doble indicador de presión de combustible está montado sobre el panel de instrumentos del motor. Un transmisor de presión tipo antosyn instalado en cada nacela censa la presión de combustible corriente abajo del filtro de baja presión y transmitir una señal al indicador donde este registra en psi. La energía para operar al transmisor y al indicador es tomada desde la barra de CA de una fase de 26-volt.

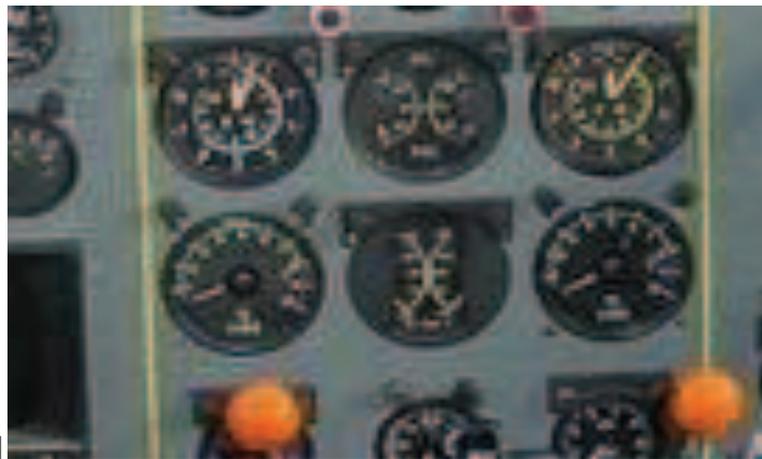


Figura: 3. 17 Indicadores de presión de combustible

Fuente: Rolando Sarmiento.

3.6.4 Luces de aviso de baja presión de combustible

Cuatro luce de aviso, localizadas en el centro del panel sobre la cabeza, directamente debajo de la bomba reforzadora al colector de combustible. Cada luz es individualmente operada por un interruptor de presión puesto para cerrar el circuito e iluminar la luz cuando la presión de caiga aproximadamente 4 psi. En la mayoría de casos, resplandecimiento de la luz es indicación de falla de la bomba reforzadora, las luces están inoperativas.



Figura: 3.19 Luces de Aviso de baja presión

Fuente: Rolando Sarmiento.

La energía eléctrica para la operación de las luces es proporcionada por la barra de emergencia de vuelo de 28-volt DC.

3.7 Componentes del sistema de combustible del avión Fairchild FH-227

3.7.1 Sonda del tanque de combustible.

La unidad de sonda del tanque está en forma de dos tubos concéntricos, con un espacio entre ellos en el cual el combustible es introducido, como el combustible es llenado al tanque, formando un dieléctrico variable. Tres unidades están localizadas en cada tanque integral, cada uno estando unido a la estructura por medio de abrazaderas. Acceso para mantenimiento es a través del ala inferior en los paneles de acceso.



Figura: 3.20 Sondas de combustible

Fuente: Rolando Sarmiento.

3.7.1.1 Interruptores de prueba de cantidad de combustible

Los interruptores de prueba para la indicación de cantidad de combustible están montados adyacente a cada indicador. Actuación del interruptor simulara una condición de tanque vacío, provocando al indicador retornar a 0, si la carga de combustible es menor aproximadamente a 2200 libras, cuando exista una carga de combustible excesiva de aproximadamente 2200 libras, el interruptor de prueba es solo capaz de dejar al indicador aproximadamente a 1200 libras.

3.7.1.2 Luces de indicación baja cantidad de combustible.

Cada indicador de cantidad de combustible del compartimiento de tripulación incorpora una luz de aviso que ilumina cuando la cantidad respectiva de combustible del tanque es reducida a 220 libras. Presionando el interruptor de prueba provoca la luz para iluminar cuando la simulada condición de tanque vacío causa la marcación para pasar a través del punto de indicación de 200 libras.

3.7.1.3 Indicadores de cantidad de combustible.

Un indicador de cantidad de combustible para cada sistema de indicación de cantidad de combustible está localizado en el panel de instrumentos del motor. El indicador incorpora un puente, amplificador, un motor impulsor y son transistorizados para reducir el tamaño. El indicador muestra dentro del porcentaje ± 3 de la cantidad actual de combustible sobre su escala llena.



Figura: 3.21. Indicadores de cantidad de combustible

Fuente: Rolando Sarmiento.

3.7.1.4 Indicadores repetidores de cantidad de combustible

Dos indicadores repetidores de cantidad de combustible están montados en un solo punto en el panel de llenado y son actuados por el compartimiento del indicador cantidad de combustible, ellos proporcionan una conveniente indicación de la cantidad de combustible cuando la presión de llenado y vaciado (solo del tanque integral, está siendo logrado. Un interruptor de Prueba –OFF es montado en el panel adyacente a cada indicador repetidor para establecer que el indicador esta funcionando.

3.7.1.5 Transmisor de flujo de flujo combustible

El trasmisor de flujo de combustible está localizado en la línea de combustible, corriente abajo de la válvula de corte de emergencia de combustible en cada nacela.

El transmisor convierte el flujo de combustible en energía eléctrica la cual es transmitida a través del circuito de flujo de combustible para registrar el flujo de combustible al indicador en el panel de instrumentos. Acceso para mantenimiento es a través de las ruedas del tren de aterrizaje principal.

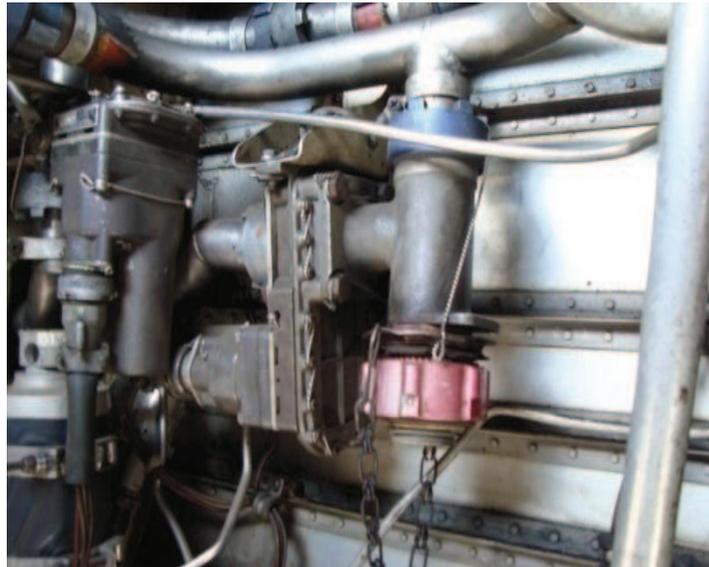


Figura: 3.22 Transmisor de flujo de combustible

Fuente: Rolando Sarmiento.

3.7.1.6 Indicadores del flujo de combustible

Un doble indicador de flujo de combustible es montado en el panel de instrumentos del motor. El indicador es actuado por una señal eléctrica desde el transmisor de flujo de combustible e indica el flujo de combustible en libras por hora.

3.7.1.7 Transmisor de presión de combustible

Un transmisor de presión de combustible para cada motor está localizado en la nacela exactamente en la parte posterior de la pared de fuego del motor. El transmisor de presión mide la presión a través de bramido de deflexión y traslada estas medidas de presión en señales eléctricas mostradas en el indicador. Acceso obtenido a través de las ruedas del tren de aterrizaje principal para prácticas de mantenimiento.



Figura: 3. 23 Transmisor de cantidad de combustible

Fuente: Rolando Sarmiento.

3.7.1.8 Indicadores de presión de combustible.

Un doble indicador de presión de combustible es localizado en el panel de instrumentos del motor. En respuesta a las señales eléctricas dirigidas a este desde el transmisor, el indicador muestra la presión de combustible en psi.

3.8 Distribución del sistema de combustible del avión

El combustible para los motores es suministrado por dos sistemas de combustible independientemente interconectados, uno en cada ala y nacela. Los tanques en las alas almacenan el combustible y constantemente llenados, por flujo de gravedad, un tanque colector en cada nacela.

Bombas reforzadoras en el tanque colector suministra el combustible baja presión a la línea de abastecimiento principal a través de una par de válvulas de una sola vía.

Una línea de alimentación cruzada conectada a la derecha e izquierda de las cañerías principales de combustible para que el combustible desde cualquier sistema pueda ser suministrada a cualquier o ambos motores.



Figura: 3.24 Bombas reforzadoras internas

Fuente: Rolando Sarmiento.

Corriente debajo de la conexión de alimentación cruzada, el suministro es transferido a través de una válvula de corte de emergencia (a la pared de fuego) al filtro de baja presión en la unidad de control de flujo de combustible del motor.

Un calentador de combustible está instalado en cada línea de combustible principal para prevenir la formación de hielo en el filtro de baja presión.



Figura: 3.25 Válvula de alimentación cruzada

Fuente: Rolando Sarmiento.

Después del paso a través del filtro, la presión de combustible es incrementada por la bomba de combustible de alta presión y el flujo de combustible está sometido a control por la unidad de control de salida de combustible.

El suministro es finalmente entregado a las cámaras de combustión a través de un ensamble múltiple el cual termina en una tobera de rociado de combustible (quemador) localizado en el extremo delantero de cada cámara.

3.9 Componentes internos del sistema de combustible

3.9.1 Tanque colector de combustible

Dos tanques colectores de combustible, cada uno de 13,2 galones de capacidad, son construidos de acero inoxidable y están localizados uno en cada nacela. El acceso es obtenido a través extremo delantero de la rueda de aterrizaje principal. El tanque colector sirve para asegurar un ininterrumpido suministro de combustible a los motores, impidiendo la posibilidad de insuficiente combustible.



Figura: 3.26 Tanque colector de combustible

Fuente: Rolando Sarmiento.

Cada tanque incorpora dos bombas reforzadoras, las cuales entregan combustible en un múltiple a través de válvulas de cierre aliviada térmicamente. Las bombas están proporcionadas con drenajes sellados y abiertas permanentemente. El tanque colector está ventilado para el tanque integral del ala. Una válvula de drenaje es proporcionada debajo de cada tanque para drenar el agua.

3.9.1.1 Bombas reforzadoras de combustible

Dos bombas sumergidas, están incorporadas en el interior de cada tanque colector y funcionan constantemente durante toda la operación del motor. El combustible es bombeado desde el tanque colector a través de una válvula anti retorno para cada bomba y en un múltiple, de la cual una línea suministra a los motores.

Drenajes herméticos están proporcionados debajo de cada bomba para drenaje de agua. Cada bomba incorpora un filtro para prevenir la entrada de partículas extrañas en el interior del sistema.



Figura: 3.27 Bombas reforzadoras

Fuente: Rolando Sarmiento.

3.9.1.2 Interruptores de la bomba reforzadora

Cuatro interruptores de la bomba reforzadora, dos izquierdo y dos derechos, están localizados en la parte inferior del centro del panel de sobre cabeza. Cada interruptor controla la operación de una bomba reforzadora en el tanque colector correspondiente, pero esta armado solo cuando la válvula interruptor selector asociado al tanque de combustible es girado encendido (ON) guardado.

NOTA: Las marcaciones No.1 y No. 2 debajo el interruptor no significa motor izquierdo o derecho en este caso. Ellos son usados en cambio para identificar las dos bombas localizadas en el tanque.

Cuando cualquier interruptor esta armado y colocado en la posición conectado (ON), energía de 28-volt CD desde la barra de emergencia de vuelo opera la bomba correspondiente. La posición OFF significa que la bomba esta inoperativa.

NOTA: Una bomba reforzadora izquierda debe estar operando para suministrar presión combustible durante la operación del calentador. Una bomba reforzadora derecha debe estar operando para suministrar presión de combustible durante la operación del APU.

Lo consiguiente es necesario al momento del encendido de la planta auxiliar de poder de energía eléctrica y neumática.

3.9.1.3 Interruptor de presión de combustible

Corriente abajo desde cada bomba reforzadora de combustible, entre las bombas y las válvulas anti retorno, los interruptores de presión de combustible individuales para cada bomba están derivados en el sistema. Estos interruptores cierran los circuitos para el indicador de luces en el compartimiento de la tripulación en el caso de falla de la bomba o falla de energía eléctrica a una bomba. El acceso para mantenimiento es a través de la rueda del tren de aterrizaje principal.

3.9.1.4 Interruptor de presión diferencial del combustible

Un interruptor de presión diferencial es montado en cada nacela, posterior a la pared de fuego. El combustible a la bomba reforzadora es derivado desde la línea de alimentación a un punto entre la válvula de corte de emergencia y el flujometro de combustible es enviado a un orificio del interruptor de presión diferencial.

El puerto restante está conectado a la línea de muestra de combustible desde la corriente debajo del filtro de combustible de baja presión en la unidad de control del montante del motor. Si la presión de cae del otro lado el filtro de baja presión sobrepasa tres psi debido al congelamiento del filtro u otra obstrucción.

El contacto dentro del interruptor están cerrados y un circuito es completado, cualquier interruptor automáticamente en el calentador de combustible ilumina una luz de aviso en el compartimiento de la tripulación, indicación necesaria para el calentamiento del combustible, acorde a si el interruptor de control esta en MANUAL O AUTO. El acceso interruptor de presión diferencial es a través del tren de aterrizaje principal.

3.9.1.5 Calentador de combustible

Un calentador de combustible de aire caliente es incorporado, en la forma de un silenciador, a través del cual la línea de suministro de combustible es enviada adelante de cada nacela. Aire caliente es suministrado al calentador desde la segunda etapa del compresor del motor a través de una válvula de compuerta. Después del paso a través del calentador. El aire es escapado al exterior a través de una capota abierta.

El suministro de aire al calentador es controlado por una válvula solenoide la cual abre para permitir la presión de aire para actuar la válvula compuerta. La válvula compuerta está montada en la carcasa intermedia del compresor del motor, utilizando un atenuador localizado al interior, en el mismo plano vertical como el pie del montante del motor. El acceso al calentador de combustible es conseguido por la apertura del panel de capotas del lado izquierdo del motor.

3.9.1.6 Intercambiador de calor del combustible

Un intercambiador de calentador de combustible para cada motor está montado en el compartimiento de la tripulación sobre el panel de instrumentos para el control del solenoide del intercambiador de combustible que a su vez, controla el aire caliente de la válvula compuerta dentro de la unidad de control de flujo del motor para descongelamiento del combustible.

Las tres posiciones del intercambiador de calor deletreado AUTO OFF Y MANUAL ON. El intercambiador controla manualmente cuando es actuado a MANUAL ON o

automáticamente a través de interruptor de presión diferencial cuando es posicionado a AUTO.

3.9.1.7 Envoltente de cañerías de calentador y combustible

La línea de alimentación principal de combustible y la línea de baja presión de la unidad de control de flujo a el intercambiador de presión diferencial están protegidos del calor de los motores por medio de envoltentes de refrigeración. Los envoltentes para las líneas de alimentación de combustible están contruidos en dos partes para facilitar su remoción y obtener el acceso a las uniones de las líneas.

Los cobertores están en dos secciones, uno extendido desde la pared de fuego de la nacela al calentador de combustible y la otra desde el calentador de combustible al mamparo contrafuego del motor. Los envoltentes están sostenidos por su alineamiento esférico y herrajes radiales a su extremo. Una pieza de envoltente está instalado alrededor línea de sonda de baja presión entre pared de fuego y conexiones del motor.

3.9.1.8 Drenaje exterior de combustible

La condensación dentro del calentador de combustible y la línea de alimentación de combustible envuelta es drenada al exterior por tres puntos en cada motor.



Figura: 3.28 Drenaje Exterior

Fuente: Rolando Sarmiento.

Drenado de combustible sin quemar de los motores es descargado en un drenaje del tanque colector en la nacela inferior sujeta al panel de la capota. Este receptáculo incorpora un sifón por el cual residuos de combustible es descargado al exterior al posterior de cada nacela por la acción de flujo de aire más un venturi, así la descarga ocurre solo después del despegue, evitando el daño a superficie de rampa por el goteo de combustible de un estación de avión.

En el avión incorpora S.B. FH227-72-2, Una drenaje de la válvula es operada manualmente y está instalada para permitir el drenaje del tanque colector del tanque mientras la aeronave permanece en tierra. El drenaje de la válvula es a cada lado el (Empujar para abrir- halar para cerrar) aprovisionando un capacidad de drenaje de 90 segundos, o un (empuje para drenar) abrir el seguro que permita el drenaje en 30 segundos.

Dos drenajes, uno para cada drenaje en tierra y en vuelo, son incorporados inmediatamente en el interior y exterior en la costilla del tanque de combustible, el cual produce un drenaje positivo de combustible y goteo de agua los cuales pueden acumularse en esta área.

El drenaje en tierra consiste de un tornillo de drenaje especial y tuerca instalada en la superficie interna del ala, interior de la estación 167, el cual permite el drenaje de combustible y/o agua en esa área por compensación del tornillo de varios giros. No es necesario remover el tornillo para realizar el drenaje.



Figura: 3.29 Drenaje en Tierra

Fuente: Rolando Sarmiento.

El drenaje en vuelo consiste de un mamparo de unión instalado en la superficie interna del ala, interna de la estación 163. Un tubo ensamblado y conectado a la unión extendida desde la superficie interior del ala, al exterior del ala de la sección

central de la costilla externa, corriente abajo en la cavidad formada por la unión del ala y la costilla adyacente.



Figura: 3. 30 Drenajes en Vuelo

Fuente: Rolando Sarmiento.

Tubo conectado y ensamblado a la unión extendida posterior desde la superficie exterior interna de la piel del ala, a lo largo del lado interior de cada nacela, donde están conectados a un montante del montante adyacente a los drenajes del motor.

En vuelo, el flujo aerodinámico en los bordes de salida del montante crea un efecto venturi, para así sacar a fuera cualquier líquido que pueda existir en la unión del ala.

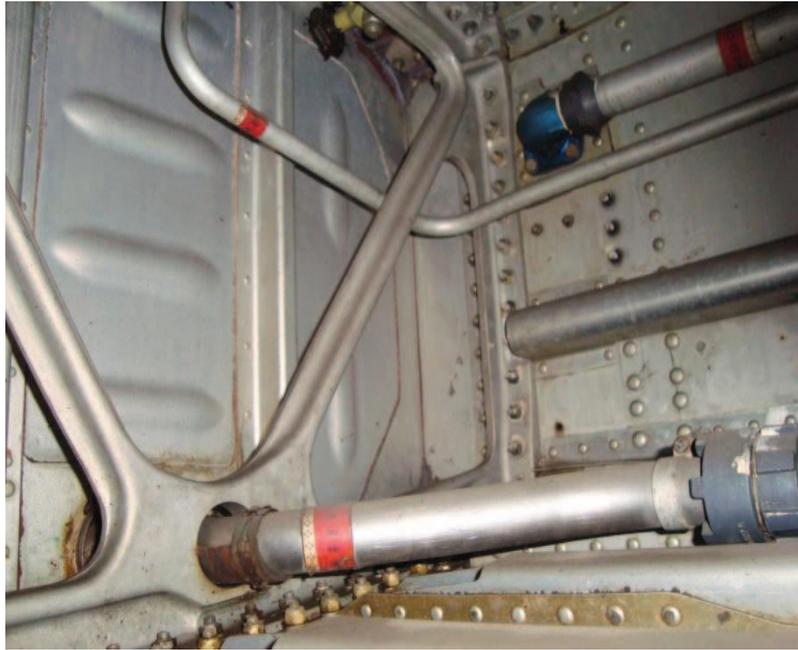


Figura: 3.31 Conexiones internas de combustible

Fuente: Rolando Sarmiento.

3.9.1.9 Válvula de alimentación cruzada de combustible

Una válvula de alimentación cruzada está montada a un resorte en cada nacela del motor justo delante de la nacela estación 101 y es controlada mecánicamente a través del sistema de cables, poleas y sectores desde un compartimiento de control de la tripulación localizada en el pedestal.

Las válvulas están incorporadas en la interconexión de la línea de cuece de combustible, funcionan para proveer cruce de combustible a cualquier motor desde un tanque integral del ala. El acceso para la válvula de alimentación es obtenida a través de la nacela inferior acceso al panel posterior de la pared de fuego.

El sistema de control de la válvula de alimentación cruzada es mecánicamente, siendo operada por un mando en la parte posterior del pedestal del compartimiento de la tripulación, el cual dirige un cable polea debajo del piso del compartimiento de la tripulación, a través de un eje de torsión vertical.

Un sistema de cable que transmite la transmisión movimiento a un rueda montada en la superficie delantera del ala central del larguero frontal, impulsando un segundo sistema de cables por medio de un eje de torsión. El movimiento es transmitido a un sector de rueda en cada nacela la cual opera las válvulas por medio de ejes de torsión y uniones universales. Los cables son dirigidos a lo largo del larguero frontal derecha e izquierda detrás del borde de ataque del ala central.

3.9.1.10 Válvula de alivio térmica de alimentación cruzada

En la nacela izquierda, una línea de alivio térmica es derivada desde corriente debajo de la válvula de alimentación cruzada, siendo dirigida a través del mamparo a la nacela de la estación 101, y terminando en el tanque colector de combustible.

Instalado en la línea de alivio térmica es una válvula de alivio térmico, puesta para abrir y liberar la expansión de combustible térmicamente dentro del tanque colector cuando la presión exceda de los 30 psi.

3.9.1.11 Cañería de sangrado de la válvula de alimentación cruzada.

Una válvula de sangrado manual para separación de aire desde la línea de cruce de combustible está localizada en la raíz del ala derecha del carenado inferior, accesible fuera del carenado.

3.9.1.12 Válvula de corte en emergencia de combustible

Una válvula de emergencia de corte está instalada en cada nacela justo delante de la estación 101 y debajo de la válvula de alimentación cruzada. Estas válvulas son mecánicamente controladas por palancas “T” localizadas en el compartimiento de la tripulación sobre el panel de instrumentos del motor.

Estas válvulas son incluidas en la línea de combustible de baja presión para la unidad de control de flujo de combustible del motor y funciona para proporcionar el corte de flujo de combustible al motor. El acceso a la válvula de corte de emergencia es a través de la nacela del panel inferior detrás de la pared de fuego.

Las válvulas de corte de emergencia son controladas mecánicamente por dos palancas “T” localizadas sobre el panel de instrumentos del motor. Las palancas están conectadas a conductos teleflex dirigidos a dos sectores dentados debajo del piso del compartimiento de la tripulación.

Un sistema de cables transmite el control de movimiento a un sector dentado en cada nacela. Estos sectores dentados impulsan un eje de torsión concéntrico con el eje de torsión de la válvula de alimentación cruzada, operando una articulación mecánica para el movimiento de la palanca de la válvula.

3.9.1.13 Adaptador de llenado de combustible

El adaptador de llenado es sujetado y montado en la línea central de la nacela derecha entre el tren de aterrizaje principal cuando el mecanismo este en la posición retractada.

El adaptador recibe al tubo flexible y la sirve como un corte de combustible cuando el tubo es desconectado.

Una válvula de drenaje es incorporada en el adaptador para drenar el combustible atrapado en la línea entre el adaptador y las válvulas de corte cuando el llenado o vaciado son completados.

3.9.1.14 Válvula de corte de combustible

Una válvula de corte de presión de llenado es montada en cada tanque integral de combustible en la estación 167. Estas válvulas están accionadas por resortes en la posición cerrada y abierta cuando la presión de llenado supere la carga del resorte. Cuando la presión del vaciado, la presión diferencial producida por la fuente de

vaciado actúa en el diafragma dentro de la válvula de corte, la tensión del resorte permitido y el flujo reverso permitido al tanque.

3.9.1.15 Válvula piloto de combustible

Una válvula piloto está incluida en cada sistema de combustible, montado internamente en cada tanque integral en la superficie interior de la costilla en la estación del ala 394. Como un dispositivo de seguridad, estas válvulas incorporan doble flotador, y función para el control de operación de su respectiva válvula de corte de llenado. Prueba de operación de la válvula piloto es proporcionada por un circuito de prueba discutido bajo el interruptor de prueba de la válvula piloto.

3.9.1.16 Interruptor de prueba de la válvula piloto

Dos interruptores de prueba de la válvula piloto mono- polar, de dos vías, están localizados en el panel de llenado de combustible.

Cada interruptor de prueba de la válvula piloto energiza a un solenoide a través de un interruptor de prueba de selección de número de flotador o numerar las posiciones de los dos flotadores.

Los flotadores de la válvula piloto estando conectados y actuado individualmente por un solenoide. Posicionando a ambos interruptores causara una simulación de tanque lleno de combustible del respectivo flotador, de esa manera cerrar la válvula de corte, obteniendo una confianza positiva a que los componentes de llenado estén funcionando apropiadamente.

La energía requerida es 28-volts CD desde la barra de emergencia de vuelo.

3.9.1.17 Interruptor de vaciado de combustible

Dos interruptores de llenado están incorporados en el panel de llenado, estos interruptores sirven para elevar ambos flotadores dentro de cada válvula piloto al mismo tiempo, debido a la construcción de la válvula de corte, es necesario cuando desempeñe una operación de vaciado de combustible. Cualquier tanque puede ser vaciado individualmente.

3.9.1.18 Válvula de presión de sobre flujo

Como un dispositivo de seguridad, una válvula de presión de sobreflujo es montada a la estructura en cada tanque integral en la estación 394. Es necesario de un pistón-operado de largo diámetro que, cuando abre, ventila el sitio de aire del tanque a través de un tubo de caucho de fluido-resistente terminando en el más abajo del ala en la estación 409.

En operación, el tope de control del pistón es movido hacia arriba por un derivado de presión de llenado desde la línea de llenado en la nacela justo sobre el adaptador de llenado de combustible. Cuando el control pistón es movido hacia arriba de esa manera, la punta, conectada a un vástago del pistón, abre y permite la ventilación a bordo, cuando el llenado de combustible es concluido y la presión de combustible no actúa más lejos en el pistón de control, la punta retorna a la posición cerrada por la acción del resorte.

CAPÍTULO IV

4.1 Vaciado de combustible

4.1.1 Sistema de combustible- servicio

4.1.2 Vaciado y Purgado- Tanque Integral

NOTA: El siguiente procedimiento será empleado cuando este sea necesario por personal para entrar en propósito de mantenimiento del tanque integral.

(1) Posicione el avión por lo menos en el aire abierto 50 pies de cualquier edificio otros aviones. Fuentes de potencia o encendido.

Tomando en consideración el viento y las condiciones climáticas que se presenten en el momento del proceso de drenado.



Figura: 4.1 Posicionamiento de la Aeronave

Fuente: Rolando Sarmiento

AVISO: Cuando en la superficie la velocidad del viento está menos de dos millas / hora y / o una tormenta eléctrica está en las inmediaciones no intente vaciar o purga el combustible de la aeronave.

(2) Estáticas a tierra de la aeronave a la nariz, y ambos trenes de aterrizaje principales instalados avisos de NO FUMAR.



Figura: 4.2 Conexión de la Aeronave

Fuente: Rolando Sarmiento

(3) Obtener el vaciado, extintores de fuego en tierra, y equipo de purga de aire contra explosión. Equipos de vaciado en posición y equipos de extinción de incendio en tierra en lugares apropiados.

NOTA: El equipo de vaciado estará ubicado al total de distancia de la manguera de vaciado desde la aeronave. Extintores de incendio estarán a la situación estratégica adyacente a la aeronave y al equipo de vaciado. Extrayendo y el equipo de extintor de fuego deben estar en un lugar seguro, condición servicable. Durante el vaciado y el purgado, ningún otro trabajo debe ser realizado en el avión.

(4) El interruptor de la válvula de corte en la posición cerrada.

(5) Desconectar las baterías del avión por medio de un conector rápido.

(6) Remover la tapa de llenado de gravedad desde el tanque integral a ser vaciado.

(7) Chequee que el equipo de vaciado esté conectado a tierra a uno de los puntos usados para la aeronave en tierra.

(8) Conecte el cable a tierra entre el acople del vaciado y conexiones a tierra en el panel de llenado.



Figura: 4.3. Cables de tierra de la Aeronave

Fuente: Rolando Sarmiento.

(9) Si la presión de vaciado esta empleándose, remueva el polvo desde receptáculo de presión. Encender la unidad de energía de vaciado. La posición del pulsador de vaciado para extraer.

(10) Si el vaciado de combustible está siendo usado de combustible, remueva el polvo de acople de vaciado por gravedad en la línea de combustible entre el tanque de ala y el tanque colector, lado interior de la nacela rueda neumático y conecte el acople de la manguera.



Figura: 4.4 Acople y conducto de vaciado por gravedad

Fuente: Rolando Sarmiento.

(11) Cuando el flujo de combustible deja de caer desde el sistema de combustible, desconecte la manguera de vaciado y conecte el cobertor de polvo sobre el receptáculo acople de vaciado.

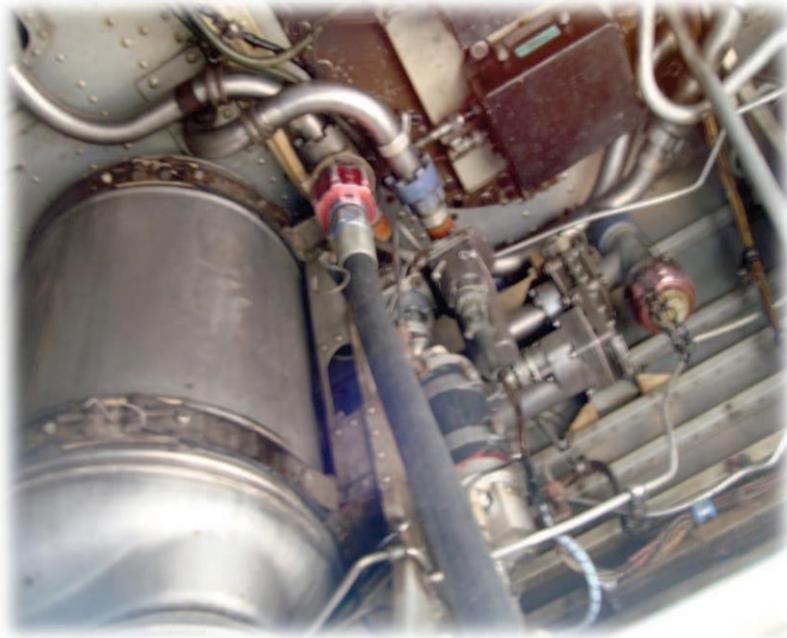


Figura: 4.5.Conexión de mecanismo de vaciado

Fuente: Rolando Sarmiento.

PRECAUCIÓN:

Antes del remplazo limpie el polvo de la superficie del acople de vaciado, asegure que el extremo de la punta de la válvula este adentro del acople y correctamente colocada. Cuando instale el cobertor de la tapa, gire con la mano tan herméticamente como sea posible hasta que ningún más clic se oiga.

(12) Si la presión de vaciado ha sido usada, drene aproximadamente 30 galones de combustible desde el tanque integral por medio de una manguera conectada al acople por gravedad.



Figura: 3.6. Procedimiento de vaciado

Fuente: Rolando Sarmiento.

NOTA:

Si el vaciado por presión ha sido usado, drene aproximadamente 20 galones combustible desde el tanque integral por medio de una manguera conectada al acople por gravedad.

(13) Drene el residuo de combustible a través del drenaje de agua del tanque integral, usando un contener cerrado, el avión asegurado eléctricamente, y el conducto apropiado.



Figura: 4.7 Contenedor de combustible

Fuente: Rolando Sarmiento.

NOTA:

Si cualquier escape de combustible ha ocurrido, lave el área con abundante agua.

(14) Desconecte los cables de tierra y el conducto de vaciado. Remueva el equipo de vaciado desde las inmediaciones de la aeronave.

(15) Posición de operación debajo del tanque del ala. Operación a tierra a uno de los puntos usados al avión a tierra.

AVISO

El personal debe topar las descargadoras estáticas cuando se aproxime al tanque o salga de lugar de trabajo para evitar el riesgo de explosión de vapor de combustible no conectado a tierra o descargadoras estáticas.

(16) Posición del equipo de aire de purga a la totalidad de distancia de conducto de la aeronave

(17) Remueva los cobertores de acceso al tanque a través del cual está siendo, usando herramientas no explosivas.

(18) Deje el conducto de aire en posición, con el soplo encendido, y evacue a todo el personal del lugar de trabajo. Permita el aire a salir por al menos 30 minutos.

(19) Después de esperar un periodo de 30 minutos transcurridos, Inserte el extremo del tanque de aire en el tanque a través de los accesos de apertura, con el ducto a un ángulo de 45 grados aproximadamente hacia la superficie del larguero, y permita el aire a salir por al menos dos horas.

Evacue a todo el personal del lugar de trabajo durante este periodo. A la culminación del periodo de dos horas, chequee el ambiente dentro del tanque por medio de equipos medidores de explosión aprobado. Si el ambiente todavía es inseguro, extienda el periodo de purga hasta una indicación de seguridad.

(20) Remueva el restante de los cobertores de acceso como requiera.

(21) Continúe la purga de aire del tanque y remueva el residuo de combustible por medio de un conducto de diámetro pequeño de succión, estáticas conectadas a tierra en el borde de acceso abiertas.

AVISO

El personal que entre a los tanques de combustible debe usar ropa libre de estática y suministro de aire de respiración, botas de golpe de algodón deben ser abrigadas encima de los zapatos. No llevar herramientas dentro de los bolsillos, ni fósforos, cigarrillos, encendedores u otras fuentes de humo, fuego o chispas ser llevados dentro del tanque.

La iluminación ser a prueba de explosión mientras el trabajo está siendo hecho en el tanque, un observador esta posicionado sobre el lugar de trabajo para desempeñar operaciones de rescate si fuese requerido.

Continúe la purga de aire durante todo el trabajo durante el interior del tanque. Realice un chequeo periódico con medidor de explosión mientras el trabajo continuo y si alguna indicación de inseguridad es observada suspenda el trabajo y purgue hasta una indicación de seguridad esta obtenida.

4.2 VACIADO DE COMBUSTIBLE

NOTA:

El siguiente procedimiento será empleado con este sea requerido para remover una cantidad específica de combustible desde la aeronave para propósito de modificación de peso.

- (1) Estáticas a tierra a ambos trenes de aterrizajes principales.

- (2) Conseguir el equipo de vaciado y colocar al total de longitud de distancia de conducto desde la aeronave. El equipo de extinción de fuego posicionado (totalmente cargado con 50 libras extintor de CO₂) adyacente al receptáculo de presión de llenado

- (3) Equipo de vaciado de combustible conectado a tierra. Sujetar el cable de tierra entre el acople de la línea de vaciado y conexión de enchufe sobre el panel de llenado.

- (4) Si la presión de vaciado del tanque integral está siendo usada, remueva el polvo cubierto desde el receptáculo de llenado a presión y conectada al acople de la línea de vaciado.



Figura: 4.8 Receptáculo de llenado a presión

Fuente: Rolando Sarmiento.

- (5) Interruptor eléctrico energizado (ON).
- (6) Interruptor del tanque válvulas de corte apagadas (OFF)
- (7) Interruptor invertido a MAIN.
- (8) Grabar la indicación de cantidad de combustible, usando el indicador repetidor de la nacela y el equipo marcador de combustible.
- (9) Iniciar el vaciado, observando el indicador de la nacela y el equipo medidor. Cuando la cantidad de combustible requerida ha sido removida desde la aeronave, apague la bomba de vaciado (por vaciado a presión). Interruptor invertido apagados (OFF)

- (10) Desconecte la línea de vaciado desde la aeronave e instale la tapa sobre el receptáculo o acople.



Figura: 4.9 Desconexión de la línea de vaciado de combustible

Fuente: Rolando Sarmiento.

AVISO:

Antes del remplazo limpie el polvo de la superficie del acople de vaciado, asegure que el extremo de derivación de la válvula este adentro del acople y correctamente colocada. Cuando instale el cobertor de la tapa, gire con la mano tan herméticamente como sea posible hasta que ningún más clic se oiga.

(11) Drene la línea de presión de llenado en un contenedor apropiado, usando la válvula de drenaje al receptáculo de presión. Cierre la válvula.

(12) Remueva el equipo de vaciado y extinción de fuego.

4.3 NORMAS DE SEGURIDAD EN EL VACIADO DE COMBUSTIBLE EN LA AERONAVE.

- Siempre sepa lo que está haciendo; como aviador o piloto debería conocer el sistema de combustible de su avión, pero si por cualquier causa no está seguro acerca de cómo es dicho sistema, no haga nada.

- Si tiene que descartar combustible tras el drenado y se encuentra en el medio de la naturaleza, recuerde que una pequeña cantidad puede emplearse para encender una fogata de campamento, teniendo en cuenta las demás precauciones descriptas.

- No retire combustible del aeródromo o lo emplee en usos no aeronáuticos si las normas o reglamentaciones no lo permiten.
- No permita que gente no entrenada o que no tenga que ver con el proceso de drenado se acerque a la aeronave mientras se lleva a cabo el procedimiento.

- Lave los recipientes en los que colocará combustible con aeronafta y asegúrese de que no han condensado agua mientras estaban cerrados.



Figura: 4.13 Recipientes de combustible

Fuente: Rolando Sarmiento.

4.4 Presupuesto

A continuación referente al análisis económico realizado, se presentan materiales y diferentes gastos en los cuáles se invirtió varias sumas de dinero para la correcta realización del presente proyecto, las cuáles presentan presupuesto, técnico financiero y personales necesarios durante este proceso.

Tabla: 4.1 Costos

N	DETALLE	COSTO
1	Aranceles de graduación	300,00 USD
2	Suministro de oficina	40,00 USD
3	Transporte	60,00 USD
4	Impresiones e internet	30,00 USD
5	Empastados y anillados	30,00 USD
6	Presupuesto técnico	700,00 USD

Fuente: Investigación de campo

Realizado por: Rolando Sarmiento

CAPÍTULO V

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

Una vez que se ha finalizado con el proyecto se puede observar que se ha cumplido con todos los objetivos trazados al comienzo del mismo, en consecuencia de esto se plantean las conclusiones y recomendaciones que permitirán desarrollar las actividades con la aeronave de una manera correcta y ordenada.

4.1 CONCLUSIONES

- El vaciado del combustible se lo realizó de una manera ordenada y sistemática siguiendo los procedimientos descritos en el manual de mantenimiento de la aeronave.
- Para realizar el vaciado de combustible se procedió al estudio del sistema y puntos destinados a este procedimiento.
- En la ejecución del proyecto contamos con toda la información pertinente del tema para llevar a cabo el objetivo del proyecto.

- Para cumplir con el objetivo de trasladar la aeronave era necesario realizar el vaciado de combustible por seguridad y disminución de peso de la misma.

4.2 RECOMENDACIONES

- Para un buen uso del sistema de combustible se deberá seguir las instrucciones de los manuales y las indicaciones del instructor para evitar incidentes con el mismo.
- Se recomienda que el sistema de combustible debe estar a cargo de un instructor que tenga conocimientos acerca del sistema y funcionamiento que realiza cada componente
- Se recomienda no operar ningún dispositivo de la aeronave sin contar con la previa la supervisión y aprobación del técnico encargado
- Se recomienda utilizar las herramientas adecuadas para realizar cualquier tipo de práctica o mantenimiento y seguir las especificaciones de los fabricantes de la aeronave.

GLOSARIO

A

AC: Corriente alterna

AVIÓN. Aparato más denso que el aire provisto de alas fijas capaz de desplazarse,propulsado por uno o más motores.

AIR BLEED VALVE: Válvula de sangrado de aire

B

BIBLIOGRAFÍA: descripción, conocimiento de libros, de sus ediciones

BOOSTER PUMP: Bomba reforzadora

C

CLOSE: Cerrado

COLLECTOR TANK: Tanque colector de combustible

COLLECTOR TANK DRAIN: Drenaje del tanque colector.

COLLECTOR TANK SHUT-OFF VALVE: Válvula de corte del tanque colector.

CROSSFEED VALVE. Válvula de alimentación cruzada

CROSSFEED TUBING: Tubería de cruce de combustible

D

DC: Corriente continúa

DEFUELING: Vaciado de combustible

DEFUELING COUPLING: Acople de vaciado de combustible

DIFFERENTIAL PRESSURE SWITCH: Interruptor de presión diferencial

DRAIN VALVE: Válvula de drenaje.

E

EDUCANDOS: Alumnos de una cátedra.

FRONT SPAR: Larguero frontal.

F

FLOW CONTROL UNIT: Unidad de control de flujo

FUEL EMERGENCY SHUT-OFF VALVE: Válvula de corte de emergencia de combustible.

FUEL: Combustible.

FUEL FLOWMETER: Medidor de flujo de combustible

FUEL HEATER: Calentador de combustible

FUEL QUANTITY PROBE: Sonda de cantidad de combustible

FUEL FILTER: Filtro de combustible

FUEL MANIFOLD: Múltiple de combustible

FUEL PUMP: Bomba de combustible

FUEL PRESSURE TRANSMITTER: Transmisor de presión de combustible

G

GRAVITY FILLER CAP: Tapa de llenado por gravedad

I

INTEGRAL FUEL TANK: Tanque integral de combustible

J

jetpropulsion (JP): Propulsión a chorro

L

LEFT TANK: Tanque izquierdo

N

NACELLE TUBING: Tubo de nacela

O

OFF: Apagado, desconectado o inoperativo

ON: Conectado, encendido, operativo

OPEN: Abierto

P

PILOT VALVE: Valvula piloto

PRESSURE REFUELING ADAPTER: Adaptador de presión de llenado

PSI: Libra por pulgada al cuadrado

R

RIGHT TANK: Tanque derecho

S

SHUTOFF VALVE: Válvula de corte de combustible

T

TANK VENT VALVE: Válvula del tanque de ventilación.

TANK COVER ACCESS: Tapas de acceso al tanque.

TURNBUCKLES: Tensor

V

VALVE: Válvula.

W

WATER DRAIN VALVE: Válvula de drenaje de agua

WING TANK TUBING: Tubo del tanque de ala

WING FUEL TANK: Tanque de combustible del ala.

ABREVIATURAS Y SIGLAS

APU:Unidad de Potencia Auxiliar.

BIBLIOGRAFÍA

- Manual de Mantenimiento Fairchild Hiller FH-227

- ATA 28 FUEL SYSTEM

- Manual de instrucción 2010, Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico.

- <http://fh227.rwy34.com/> Sitio dedicado a el FH-227

- <http://es.wikipedia.org/wiki/Queroseno>.

- Categorías: Combustibles y lubricantes aeronáuticos.

ANEXOS

ANEXO A
Ante Proyecto

I. EL PROBLEMA

1.5 .Planteamiento del Problema

El Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico (ITSA) ubicado en la ciudad de Latacunga provincia de Cotopaxi, una institución educativa de tercer nivel, cuya misión es formar los mejores profesionales aeronáuticos, íntegros, innovadores, competitivos y entusiastas del país.

El ITSA es el único establecimiento del país que ofrece carreras que a través del aprendizaje integral de los estudiantes, en las diferentes áreas técnicas, de esta manera aportar en una forma efectiva a la seguridad y desarrollo del país. Oferta carreras tecnológicas aeronáuticas como son: Telemática, Ciencias de la Seguridad Aérea y Terrestre, Electrónica y Mecánica Aeronáutica con menciones Aviones y Motores.

Siendo esta última carrera en las cual se centrará el interés y beneficio de este proyecto.

En la actualidad el instituto cuenta con talleres y laboratorios totalmente equipados para proporcionar un correcto aprendizaje, pero con los avances de la tecnología y necesidad de mantenerse acorde a los nuevos estándares de enseñanza es inevitable de implementar nuevo material didáctico-practico como lo es un avión escuela el cual seria de mucha ayuda en la formación de nuevos tecnólogos.

Existen instituciones como la Fuerza Aerea Ecuatoriana que opera en las diversas bases del país donde poseen aviones operaticos como inoperativos, que por diversos motivos han perdido su aeronavegabilidad uno de estos aviones se encuentran en el Ala de Transporte N° 11 ubicada en la ciudad de Quito -Provincia de Pichincha, este

es un avión Fairchild FH-227 está operativo y tiene las características para ser utilizado como avión escuela en el instituto.

El Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico realizó las gestiones pertinentes y obtuvo la respectiva autorización por lo tanto ahora se debe planificar el traslado del avión del ala de combate N° 11 a las instalaciones del instituto

1.2. FORMULACIÓN DEL PROBLEMA

¿Cómo realizar la planificación, los procesos técnicos y logísticos para el traslado del avión FAIRCHILD FH-227, del Ala de Transporte N° 11 de la ciudad de Quito al campus del Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico?

1.3. Justificación E Importancia

Teniendo en consideración que el INSTITUTO TECNOLÓGICO SUPERIOR AERONÁUTICO está proyectado, a ser el mejor instituto de educación superior a nivel nacional, por lo tanto debe proporcionar instalaciones, facilidades, material que ayuden a mejorar la formación de profesionales comprometidos con el desarrollo aeroespacial.

Estas mejoras en el instituto deben tener en cuenta parámetros como las mejoras en calidad, seguridad, condiciones en el trabajo y optimización de los recursos, ya que los cambios que se implementan en una institución son el resultado de adecuaciones contemporáneas de sus herramientas de enseñanza.

Los laboratorios y talleres con que cuenta el instituto deben ser utilizados eficientemente, para aprovechar los beneficios que estos nos ofrecen.

1.4. Objetivos

1.4.1 General

- Trasladar el avión Fairchild FH-227 con matrícula HC-BHD mediante la planificación de la logística y los procesos técnicos desde el Ala de transporte N°11 hacia las instalaciones del Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico (ITSA9 para que este sea utilizado como avión escuela.

1.4.2 Específicos

- Recopilar la información relacionada con la falta de un sistema de combustible
- Analizar la investigación de campo para la selección de información acorde al problema.
- Elaborar un plan de estrategias adecuado para el traslado de la aeronave.
- Analizar la situación actual de la educación en el área de mecánica aeronáutica.
- Planificar el tiempo de duración mediante la elaboración de un cronograma para el traslado del avión.

1.5 ALCANCE

Mediante la implementación de la aeronave se pretende alcanzar los más altos estándares de calidad educativa y de manera primordial a los estudiantes de la carrera de Mecánica Aeronáutica, tanto en la forma teórica – práctica además ya que les permite tener conocimiento más claro, actualizado y preciso de lo que es la

aviación, de esta manera los educandos van a tener un mejor desenvolvimiento en su vida profesional por lo tanto el instituto va a seguir ganando prestigio a nivel nacional e internacional.

II PLAN METODOLÓGICO

2.1 Modalidad básica de la investigación

En el proyecto de investigación a desarrollarse se utilizará las siguientes modalidades

DE CAMPO.- Se realizara esta modalidad ya que para realizar la investigación estaremos en el lugar mismo donde se encuentra la aeronave

Documental.- Para el presente proyecto se procedió a la utilización de información de los respectivos manuales de mantenimiento del avión y libros de la Dirección de Aviación Civil

2.2. Tipos de investigación

NO EXPERIMENTALES.- El presente proyecto de investigación será desarrollado mediante la utilización de procedimientos técnicos y concernientes a la implementación de una aeronave FAIRCHILD FH-227 SERIES dicha información y procedimientos ya están dados en los manuales y libros los cuales tenemos que seguir estrictamente.

2.3 Niveles de investigación

Descriptiva.- Con la investigación descriptiva se va obtener una información más concreta y veraz, ya que existe conocimientos del problema y no es ajeno a nuestra realidad de las necesidades que el Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico está presentando hasta estos momentos.

2.5 Recolección de datos

Este paso nos permitirá conocer y saber dónde está la fuente de información, y por lo tanto vamos a obtener datos concretos del proyecto a investigar.

2.5.1 Técnicas

- **Bibliográficas.** Se utilizara esta técnica ya que vamos a utilizar los manuales de mantenimiento de la aeronave donde están escritos el procedimiento y la información técnica para la ejecución del proyecto.
- **De campo.-** Mediante la observación se podrá determinar el orden en el que se van a realizar los trabajos y procesos para el desarrollo del proyecto.

2.6 Procesamiento de la información

Para realizar el procesamiento de la información obtenida se hará un análisis en forma general de todo lo investigado, realizando una clasificación pertinente de la información más clara y concisa, y eliminando la información que no nos sea de mucha utilidad para el desarrollo del proyecto.

2.7 Análisis e interpretación de resultados

Los datos obtenidos de la investigación serán presentados en forma escrita y la información obtenida servirá para buscar una solución al problema investigado.

2.8 Conclusiones y recomendaciones de la Investigación

Después de ejecutar toda la información de toda la investigación se procederá en un futuro a concluir y recomendar.

III EJECUCIÓN DEL PLAN METODOLÓGICO

3.1. MARCO TEÓRICO

3.1.1 Antecedentes

En el Instituto Tecnológico superior Aeronáutico no se han realizado proyectos como la adquisición de una aeronave escuela por tal motivo se realizara la adquisición del mismo, ya que la aviación es un campo que día tras día se va modernizando y se debe optar por otras técnicas que mejoren la enseñanza en el instituto

Avión de los hermanos Wright

El día 17 de diciembre de 1903, cerca de KittyHawk, en el estado de Carolina del Norte, los hermanos estadounidenses Wilbur y Orville Wright realizaron el primer vuelo pilotado de una aeronave más pesada que el aire propulsado por motor. Este primer vuelo duró 12 segundos, y el avión viajó 36,5 m a una altitud de casi 3 m y a una velocidad de 48 km/h. En la imagen aparece Orville Wright manejando los mandos de su avión en 1908.

3.1.2 FUNDAMENTACIÓN TEÓRICA



Figura #1: Vista general de la aeronave fairchild

Fuente: [www.http://es.wikipedia.org/wiki/Fairchild](http://es.wikipedia.org/wiki/Fairchild)

Elaborado: Rolando Sarmiento.

Se cambia la denominación de los aviones producidos, que en el futuro se llamarán FH-227.

Los trabajos iniciales consisten en un alargamiento de la estructura del fuselaje, agregando un plus delante de las alas que aumenta su longitud en 1.98 m adicionales. Esto permite pasar de una capacidad de 40 pasajeros en los F.27 a 52 en los FH-227. Exteriormente, los aviones eran también reconocibles no solo por su

mayor longitud, sino que ahora llevaban doce ventanillas ovales por lado, comparados a las diez de los F.27. Estos modelos iniciales fueron motorizados con Dart 532-7, los mismos motores de los F-27J.

3.1.3. CARACTERÍSTICAS GENERALES

- **Equipo:** Dos (piloto y copilotos)
- **Capacidad:** 52 asientos en echada de 79 centímetros (31 adentro), o un máximo de 56
- **Longitud:** 83 pies 8 en (25.50 m)
- **Wingspan:** 95 pie² en (29.00 m)
- **Altura:** 27 pies 7 en (8.41 m)
- **Área del ala:** 753 pies de ² (2 de 70.0 m)
- **Peso vacío:** 22.923 libras (10.398 kilogramos)
- **Peso de despegue máximo:** 45.500 libras (20.600 kilogramos)
- **Central eléctrica:** Turbopropulsores de RollsRoyce.

El objetivo básico de la Fairchild Hiller era lograr un avión que fuera económicamente rentable, fiable y de fácil operación para las aerolíneas regionales. Los estudios de mercado le dieron la razón y pronto el libro de pedidos registraba 46 por el nuevo avión.

3.1.4 Versiones

FH-227

Versión inicial motorizada con Dart 7 Mk 532-7 de 2.250 cv. Estos motores tenían una reducción de engrane de 0.093:1. Peso máximo en despegue 19.730 kg (43.500 lbs).

FH-227B

Versión reforzada de mayor peso, pedida por PiedmontAirlines en abril de 1966 y que entrará en servicio en marzo de 1967. Como planta motriz se instalan DartMk 532-7L de 2.250 cv y el avión es equipado con hélices de mayor diámetro. El peso máximo en despegue pasa a 20.640 kg (45.500 lbs.).⁸

FH-227C

Básicamente un FH-227 con las hélices del FH-227B. Mismo peso máximo al despegue y motorización.

FH-227D

Versión pasajeros-carga convertible. Equipada con frenos mejorados ABS y sistema de flaps con posiciones intermedias para el despegue. Motores Dart 7 532-7C o Dart 7 Mk 532-7L de 2.300 cv y reducciongear de 0.093:1. Peso máximo al despegue de 20.640 kg (45.500 lbs.).

PRESTACIONES

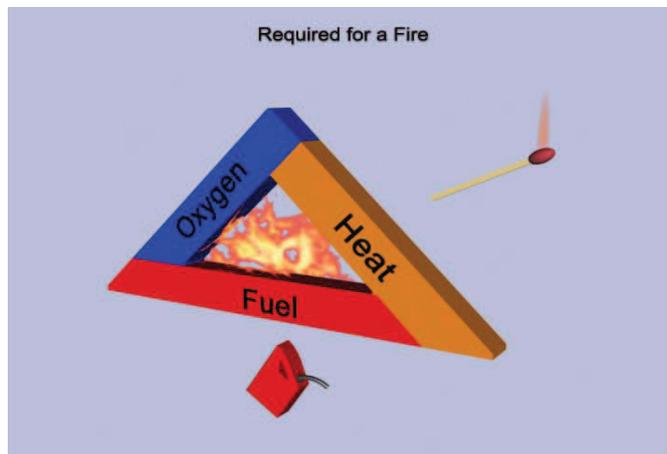
- **Velocidad máxima:** (Vne) kts (478 km/h)
- **Velocidad de crucero:** 220 kts (407 km/h)
- **Velocidad mínima de control:** 90 kts (166kph) sin trenes ni flaps abajo.
- **Flaps:** siete posiciones.
- **Combustible:** 5.150 (1.364 galones)
- **Máxima autonomía:** 2.661km (1.437nm)
- **Pasajeros:** 48 a 52
- **Tripulación:** 2

3.1.4 Combustible.

⁸Idem

“Sustancia sólida, **liquida** y gaseosa capaz de quemarse en contacto con una fuente de **ignición** y en presencia del **oxígeno**.

La energía que propulsa a un avión, independientemente del tipo de motor utilizado, se obtiene a partir de la conversión de la energía química contenida en el combustible a energía mecánica, es decir quemando combustible. Por tanto, todo avión propulsado por un motor requiere un sistema capaz de almacenar el combustible y transferirlo hasta los dispositivos que lo mezclan con el aire, y lo inyectan en los cilindros o en los quemadores.



3.1.5 ¿Qué es el octanaje?

Poder antidetonante de un carburante con relación a la mezcla 80-14 Octanaje o número de octano es una medida de la calidad y capacidad antidetonante de las gasolinas para evitar las detonaciones y explosiones en las máquinas de combustión interna, de tal manera que se libere o se produzca la máxima cantidad de energía útil”.⁹

⁹<http://es.wikipedia.org/wiki/Octanaje>”

3.1.6 ¿Qué es Volatilidad?

Propiedad que mide la facilidad de una sustancia para pasar del estado líquido al gaseoso

Combustión.

Acción calorífica del combustible en las cámaras.

Detonación.

Inflamación súbita de la mezcla en la cámara. La resistencia se mide en octanos.

Vapor Lock.

Taponamiento de las líneas de combustible.¹⁰

3.1.6 SISTEMA DE COMBUSTIBLE

El propósito es almacenar el combustible y entregar una cantidad precisa, limpia y a la presión correcta, para satisfacer las exigencias del motor. Un sistema en buenas condiciones y bien proyectado, asegura un flujo abundante y efectivo de combustible en todas las fases del vuelo, que incluyen un cambio de velocidad, maniobras violentas y repentinas, las aceleraciones y desaceleraciones; además, el sistema debe estar razonablemente libre de la tendencia de obstrucción de vapor que pueda resultar por cambios de las condiciones climáticas en tierra o durante el vuelo.

Los indicadores de combustibles, tales como el instrumento de presión, de flujo e indicadores de cantidad, dan señales continuas del funcionamiento del sistema.

Para que este sistema trabaje con el máximo de seguridad y una mayor eficiencia, el sistema debe cumplir los siguientes requisitos:

3.1.6.1 Los sistemas por gravedad

Los estanques de combustibles deben estar colocados sobre el carburador a una distancia suficiente para dar presión de combustible y flujo, que debe ser alrededor del 150% del flujo de combustible requerido por el motor en el despegue.

¹⁰"Conocimientos del Avión". Antonio Esteban Oñate. 1996. Madrid. España

- Los sistemas que utilizan bombas para mantener la presión, deben ser diseñados para entregar un flujo de combustible de 0.9 lbs/hora por cada HP entregado por el motor en el despegue, o el 125% del flujo de combustible necesario para el despegue con el motor a un máximo de potencia.
- **La bomba reforzadora** (BOOSTER PUMP), que comúnmente está ubicada en punto más bajo del estanque, debe estar disponible en la partida del motor, el despegue, el aterrizaje y para utilizarla a grandes alturas. Esta bomba debe tener la capacidad de sustituir o reemplazar a la bomba de combustible accionada por el motor en el momento en que esta fallase.
- El sistema debe estar provisto con válvulas, de tal manera que el combustible pueda ser cortado, evitando el flujo hacia cualquier motor.
- Este sistema en los aviones multimotores deberá construirse de tal manera, que cada motor se alimente de su propio estanque; Sin embargo, otros medios pueden agregarse para la transferencia de combustible de un estanque a otro, o para que funcionen 2 motores con un solo estanque de emergencia, mediante un “Sistema de Alimentación Cruzada”.
- Las líneas de combustible deberán tener un tamaño adecuado para llevar un máximo de flujo de combustible requerido bajo todas las condiciones de operaciones del motor, y no deberán tener dobladuras muy ceñidos o subidas rápidas, las cuales tendrán a producir acumulación de vapores y el sub.-siguiente bloqueo de vapores en las líneas.
- Los estanques de combustibles deberán estar provistos con drenajes y colectores para permitir la remoción de agua y suciedad, que, generalmente se acumula en la parte más baja del estanque. Los estanques deben tener una ventilación adecuada, puesto que previene la entrega de combustible a una baja presión, la que puede restringir el flujo del combustible y causar la detención del motor.

- Los estanques deben estar provistos con deflectores internos para evitar un cambio muy brusco de la posición del combustible, lo que provocaría una variación en el balance del avión, esto es aplicable a los estanques principales del ala donde el cambio rápido del peso del combustible puede causar la pérdida del control del avión. Los deflectores también ayudan a prevenir al salpicado o chapoteo del combustible, lo cual puede contribuir al bloqueo de vapores.

3.1.7 Tipos de depósitos de combustible

Las aeronaves usan normalmente cinco tipos de depósitos de combustible integral, pesado, rígido, desmontable, bladder.

3.1.7.1 Los depósitos integrales

Son áreas que forman parte de la estructura y están dentro de la estructura de la aeronave que han sido selladas para permitir el almacenaje de combustible. Un ejemplo de este tipo de depósito es el "wet wing" (al español, "ala mojada") usando frecuentemente en aeronaves de gran tamaño. Dado que estos depósitos son parte de la estructura de la aeronave, no pueden ser desmontados para someterse a mantenimiento o inspección.¹¹

Para estos cometidos deben proveerse de paneles de inspección. La mayoría de aeronaves de gran tamaño usan este sistema almacenando combustible en las alas o en la cola del avión.

¹¹ Idem,

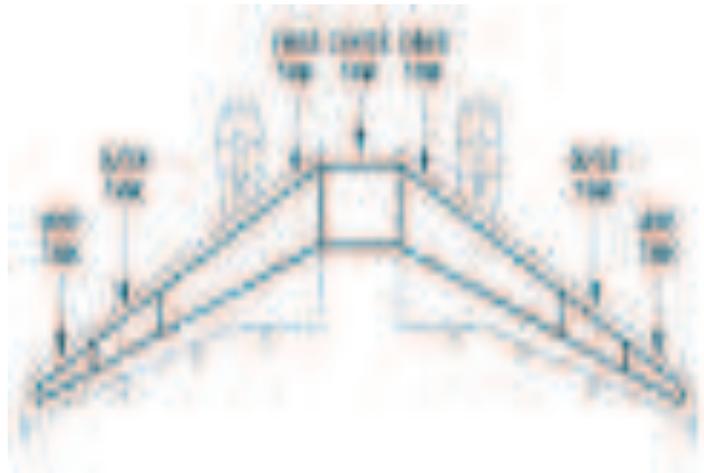


Figura #1: Vista de tanques de combustible

Fuente: <http://www.aircrash.org/burnelli/images/...>

Elaborado: Rolando Sarmiento.

3.1.7.2 Los depósitos rígidos

Desmontables se instalan en un compartimento diseñado para este propósito. Normalmente son de construcción metálica y pueden desmontarse para ser revisados, reemplazados o reparados. Este tipo de depósitos son frecuentes en aeronaves de menor tamaño, como por ejemplo el Cessna 172.

3.1.7.3 Los depósitos bladder

Son bolsas con refuerzos de goma que se instalan en una sección de la estructura del avión diseñada para alojar la carga de combustible. El bladder se enrolla y se instala en el compartimento a través del conducto.¹²

¹²<http://html.rincondelvago.com/sistemas-combustibles.html>

Para el relleno o el panel de acceso. Se fija con botones metálicos o enganches. Dentro del compartimento. Muchas aeronaves ligeras de altas prestaciones así como algunos "turboprops" hacen uso de este tipo de depósitos.

3.1.7.4 Características llenadas y drenadas de combustible

Almacenamiento seguro de combustible.

- El relleno debe ser sin riesgos (ejemplo. chispas).
- Almacenamiento sin pérdidas por escape o evaporación.
- Proveer de un método para determinar el nivel de combustible en el depósito en todo momento. Para ello se usa un indicador del nivel de combustible.
- Venting (en caso de sobrepresión los vapores de combustible deben ser desviados por medio de válvulas).
- Alimentación del motor (por medio de una bomba).
- Anticipar posibles daños y riesgos para aumentar el potencial de sobrevivir.

3.1.7.5 Abastecimiento de Combustible

Existen 2 tipos, los cuales se diferencian por el modo de enviar el combustible desde el estanque al carburador y/o unidad de control de combustible. Estos son:

- Por gravedad
- Por presión

3.1.7.6 SISTEMA DE COMBUSTIBLE POR GRAVEDAD

Este sistema está en uso en un gran número de aviones de baja potencia, aun cuando tiene un diseño elemental, y las ventajas son la simplicidad y la regulación del funcionamiento, este sistema no se ocupa en las aeronaves de altas potencia, a causas de la disposición estructural y las exigencias más elevadas de presión.

La presión disponible en este sistema se puede calcular mediante la aproximación de 1 libra por pulgada cuadrada por cada 40 pulgadas de altura de combustible; así, se producir una presión de descarga de 3 libras por pulgada cuadrada.

3.1.7.7 SISTEMA DE COMBUSTIBLE POR PRESIÓN

En las aeronaves donde no es posible instalar el estanque de combustible ala distancias requerida sobre el plano y/o unidad de control de combustible, el sistema, necesariamente, constara de bombas para mantener la presión al valor de 3.5 Bares O 60 PSI adecuado para el correcto funcionamiento del carburador y/o la unidad de control de combustible.



Figura #2: Vista de camión de combustible

Fuente: [www.http://es.wikipedia.org/wiki/combustible](http://es.wikipedia.org/wiki/combustible)

Elaborado por: Rolando Sarmiento.

3.1.8 JP-1 combustible

El JP-1 (del inglés Jet Propulsión o propulsión a chorro) fue uno de los primeros combustibles para motores a reacción, especificado en 1944 por el gobierno de los Estados Unidos. Compuesto de queroseno puro, contaba con un alto punto de inflamabilidad respecto al combustible de aviación habitual, y un punto de

congelación de -60°. Esta última especificación limitó la disponibilidad del JP-1, que pronto fue sustituido por otros combustibles, mezclas de queroseno con nafta o gasolina.¹³

3.1.8.1 Procedimiento de vaciado de combustible en la aeronave

Siempre sepa lo que está haciendo; como aviador o piloto debería conocer el sistema de combustible de su avión, pero si por cualquier causa no está seguro acerca de cómo es dicho sistema, no haga nada.

Si tiene que descartar combustible tras el drenado y se encuentra en el medio de la naturaleza, recuerde que una pequeña cantidad puede emplearse para encender una fogata de campamento, teniendo en cuenta las demás precauciones descriptas.

No retire combustible del aeródromo o lo emplee en usos no aeronáuticos si las normas o reglamentaciones no lo especifican.

No permita que gente no habilitada o que no tenga que ver con el proceso de drenado se acerque a la aeronave mientras se lleva a cabo el procedimiento.

- Lave los recipientes en los que colocará combustible con aeronafta y asegúrese de que no han condensado agua mientras estaban cerrados.
- Asegúrese de tener a mano y en condiciones todos los elementos necesarios para llevar a cabo el procedimiento antes de empezar a drenar los tanques.
- Si hay alguien que sabe más que usted de este tipo de procedimientos un mecánico aeronáutico, por ejemplo deje que esa persona supervise el drenado.
- Rato de efectuar una práctica de este procedimiento bajo condiciones controladas antes de tener que hacerlo cuando realmente lo necesite; es siempre más fácil corregir algo en una situación controlada que cuando se presenta un problema real.

¹³ www.Wikipedia, la enciclopedia libre

- Tenga en cuenta que los recipientes plásticos pueden producir chispas a causa de la estática; si no está en una situación en la que sea imprescindible utilizar cualquier cosa que se tenga a mano, asegúrese de emplear recipientes aptos para almacenar combustible, y tenga en cuenta que frente a la opción, el recipiente metálico va a ser más recomendable para este tipo de menesteres.
- Es muy importante tener en cuenta que para el vaciado de los tanques hay que tener el mismo cuidado que para el llenado, acoplado a tierra la aeronave, contando con un extintor a mano y evitando situaciones y materiales que pudieran producir alguna clase de chispa. También es imprescindible que el vaciado se haga fuera del hangar. Por último, tenga en cuenta que en todos los casos es imprescindible seguir las indicaciones de los manuales pertinentes.¹⁴

3.1.8.2(Jettison) en vuelo



Figura #4: Vista Jettison de combustible en vuelo

Fuente:www. Wikimedia.com

¹⁴ www.http/by Andreu || Categoría: aeronáutica, aviación, regulaciones

El sistema de vaciado rápido de combustible en vuelo (Fuel Jettison en inglés significa deshacerse del combustible) en un sistema abordo en aviones de largo alcance. En casos de emergencia en salida de aeropuertos, el avión debe ser capaz de aterrizar casi con la misma configuración que despegó. Por lo tanto, aviones de bajo/medio alcance no tienen problemas al tener que aterrizar con todo el combustible que llevaban (que relativamente es poco). En cambio, los *heavies*, al llevar mucho combustible (rutas largas) no son capaces, operativamente hablando, de aterrizar con ese peso. Por lo tanto, siguiendo la normativa JAR 25.1001, esos aviones **deben** llevar a bordo un sistema de vaciado de combustible.¹⁵

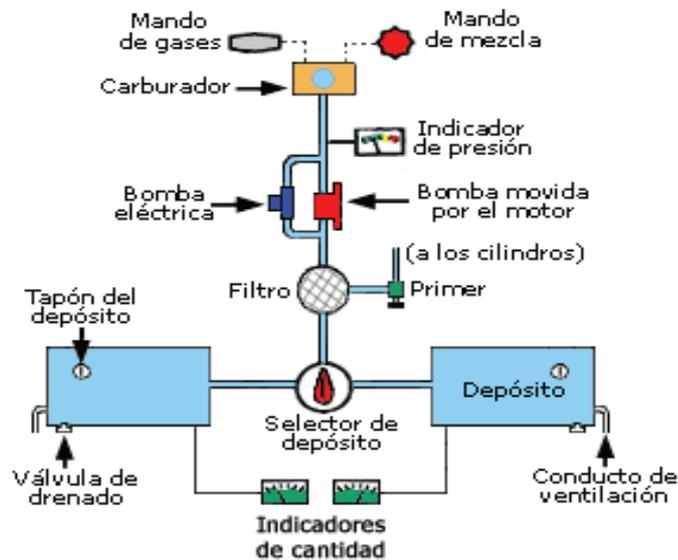


Figura #5: Vista de esquema del sistema de combustible

Fuente: [www.http://es.wikipedia.org/wiki/combustible](http://es.wikipedia.org/wiki/combustible)

Elaborado por: Rolando Sarmiento.

¹⁵by admin Febrero 9th, 2009 No CommentsFiled in Aviones

Para aumentar el poder antidetonante del combustible, se le solía añadir tetraetilo de plomo, pero esta práctica se abandonó en la década de los 80 debido a la toxicidad que producía en los residuos de la combustión. Otros aditivos incluyen a veces detergentes, productos anti hielo, y antioxidantes.

3.1.8.4 La cantidad de combustible

Contenida en cada depósito se muestra al piloto mediante los correspondientes indicadores en el cuadro de mandos, la mayoría de las veces en galones USA pues la mayor parte de los aviones son de construcción estadounidense (1 galón USA equivale aproximadamente a 3,8 litros).



Fig.3.6.3 - Indicadores de cantidad de combustible.

3.1.8.5 Alimentación de combustible.

A veces, los sistemas de combustible se clasifican según la forma de acarrearlo desde los depósitos hasta el motor. Bajo esta perspectiva, se¹⁶ clasifican en sistemas de alimentación por gravedad y sistemas de alimentación por bomba de combustible. El sistema por gravedad se suele emplear en aviones de plano alto, fluyendo el combustible desde las alas hasta un conducto único hacia el motor por su propio peso. Obviamente, este sistema no puede ser utilizado en aviones de plano bajo, por lo que estos utilizan unas bombas mecánicas y/o eléctricas que bombean el combustible a presión, desde los depósitos al motor.

¹⁶www.goolgle.com.ec Disponible en:www.maquinasuniversales.com



Fig.3.6.4 - Interruptor de la bomba auxiliar de combustible e indicador de presión.

En el cuadro de mandos de la cabina, se encuentra el interruptor que acciona esta bomba auxiliar, así como un indicador que muestra al piloto la presión en el sistema de combustible.

Para facilitar el arranque del motor, especialmente en tiempo frío, los aviones disponen de un dispositivo cebador, denominado primer, consistente en una varilla aunque los hay eléctricos, que al tirar de ella toma combustible y al empujarla inyecta el combustible aspirado



Directamente en el colector de admisión o en los cilindros. La varilla tiene Un pequeño pitón que sirve para mantenerla bloqueada, de forma que para extraer o empujar la varilla este pitón debe hacerse coincidir con la ranura del conjunto en que se aloja.

3.1.9.1 LÍNEAS DE COMBUSTIBLE

Las cañerías sirven para transportar el combustible de los tanques al motor

- Todos los accesorios están unidos en el sistema por medio de cañerías

- El diámetro de la tubería se gobierna por los requisitos de flujo al motor
- Deben tener un tamaño adecuado para llevar el máximo de flujo
- No deberán tener dobladuras muy ceñidas
- Se identifican por una franja de clave de color ROJO

3.1.9.2 Tipos.

Las cañerías generalmente están hechas de aleación de aluminio en el sistema del avión

Cañerías flexibles están hechas de caucho flexible sintético y tejido de obturación

Automático diseñado para resistir un intenso Calor en el sistema del motor.

3.1.9.3 Filtros

Se instalan en las tomas del tanque, se encuentran en la parte más baja del sistema

Su función impedir el paso de partículas más grandes en el sistema.

3.1.9.4 Bomba Mecánica.

Envía el combustible proveniente de los tanques (booster)

Presurizado al FCU, y al motor a la presión especificada está unida a la caja de accesorios por medio de un anillo y un eje.

Compuesta de dos etapas (impulsor centrífugo, y engranajes)

Tiene la capacidad succionar el combustible de los tanques en caso de que las booster fallen.

Son de desplazamiento positivo y flujo variable (depende de las rpm del motor).

3.1.9.5 FuelHeater.

Proteger el sistema de combustible de la formación de cristales de hielo, Mediante el calentamiento del combustible.

Válvula bypass del calentador de combustible

- Válvula de corte de aire (13 etapa)
- Tubería

3.1.9.6 FCU.- Fuel Control Unit

Proporcionar el flujo de combustible que necesita la palanca de potencia Condiciones operacionales a fin de satisfacer los requerimientos de empuje.

- Seleccionar el combustible adecuado
- Medir el combustible regulado
- Enviar a los inyectores
- Hidromecánicos y electrónicos
- Dos secciones (medición – computo)
- Recibe datos de sensores de (PS4, Tt2, N2, PLA, eléctrica serie 17R)
- Para la regulación del EPR se la hace desde el FCU (164,165)

3.1.9.6 Fuel OIL Cooler.

Mantener la temperatura del aceite dentro de los límites Operacionales transfiriendo calor de aceite al combustible. (Calienta el combustible y Enfría el aceite),nucleó de tubos y deflectores.

3.1.9.7 PDV valve.

Funciona como un divisor de flujo entre los flujos primario y secundario.

3.1.9.8 Múltiples de combustible.

Distribuir el combustible de la válvula de presurización y descarga, a las boquillas inyectoras de combustible.

3.2 Antecedentes de la investigación.

Se utilizó las diferentes modalidades de, ya que se llevo a cabo en el lugar del problema y nos permitió una observación directa del hecho de estudio, es decir en las instalaciones del instituto de la falta de material directo de estudio para los educandos.

3.1.2 Modalidad básica de la investigación.

Las mencionada modalidad nos muestran las etapas ejecutadas, para la investigación del problema propuesto no aplicó una investigación de campo, al instituto, en donde se genera el problema, pero es una necesidad importante de contar con un tipo de material como el mencionado lo cual cubre las necesidades, se estableció que es necesario realizar la implementación.

Además una investigación bibliográfica documental que facilitó la implementación de un marco teórico para obtener conocimientos generales de los Manuales de Mantenimiento, Internet y sobre todo de los operadores y técnicos que laboran en las mismas acerca del problema planteado.

3.3 Tipos de investigación

Se utilizó el tipo de investigación no experimental ya que nos permitió hacer una identificación clara, de acuerdo a los libros de mantenimiento de las aeronaves y se ha determinado que existe dificultades en el sistema de combustible de las aeronaves y ha existido muchas dificultades para la elaboración y mantenimiento de las estructura y componente, no se utiliza un adecuado equipo que facilite este trabajo, afectando los recursos tiempo, económico y horas hombre, mencionando también el riesgo en dicho manejo de dañar algún elemento, sin emitir ninguna clase de nuevos resultados o soluciones.

3.4 Niveles de investigación

La investigación que se realizo fue descriptiva en razón que se realizo una visita al Ala de Transporte n° 11 y nos permitió tener una idea muy clara de la situación en que se encuentra el avión, donde se pudo constatar en forma general el estado de su estructura, alas, pintura, trenes de aterrizaje, fuselaje, etc.

3.6. Recolección de datos

3.6.1 Técnica

3.6.1.1 De campo

➤ Observación

Se realizo esta técnica de investigación utilizando una ficha de observación en donde se pudo constatar el estado del avión FAIRCHILD-FH 227 con matrícula HC- BHD y que se encuentra en el Ala de Transporte N°11.

➤ Bibliográfica

A través de esta técnica se pudo obtener información muy detallada y completa relacionada a nuestra investigación, como por ejemplo en el manual de mantenimiento general del avión FAIRCHILD- 227 HC-BHD, y por lo tanto se podrán realizar los procedimientos de traslado del avión.

3.7 Procesamiento de la información

El procesamiento de la información se lo realizó a través de una revisión crítica en donde se irá eliminando la información errónea o que nos sea menos productiva hasta obtener la información precisa y confiable.

3.9 CONCLUSIONES

- Se concluye que para el vaciado de combustible es necesario tener los dispositivos en el lugar adecuado
- Es indispensable que para su traslado se debe realizar el vaciado total de combustible de los tanques de la aeronave.
- Es importante tomar las debidas precauciones en el momento de realizar el vaciado de combustible.
- Es necesario disponer de la información acerca del proyecto a realizar
- Es indispensable tener a disposición todo el material logístico y de seguridad para el traslado de la aeronave.

3.8 RECOMENDACIONES

- Se recomienda realizar un vaciado de combustible primero para proceder al desmontaje de sus componentes
- Al momento del traslado verificar todas las medidas de seguridad previamente implementadas.
- Utilizar los manuales de la aeronave para seguridad propia de la aeronave y de los demás.
- Realizar el vaciado de combustible con la supervisión de personal calificado cual evitará cometer errores al momento de realizar el vaciado de combustible ya que este puede causar daños a personas y/o equipos.
- Colocar en cada aérea de trabajo los diferentes anuncios de precaución (tag warning) acorde al lugar donde se está operando.

IV FACTIBILIDAD DEL TEMA

4.1 FACTIBILIDAD TÉCNICA

Este proyecto es factible ya que se basa en la necesidad de mejorar la calidad de educación de los educandos e instructores que tendrán un gran interés y responsabilidad de formar los mejores profesionales con conocimientos sólidos para la aviación

Para proceso de traslado del avión FAIRCHILD FH-22 es viable realizar el traslado utilizando procedimientos técnicos y logísticos, ya que se cuenta con las herramientas, para realizar el desabastecimiento del combustible de la aeronave con el propósito de disminuir el peso del mismo.

4.2 LEGAL

El instituto tecnológico superior aeronáutico está regulado por la Dirección general de aviación civil con la parte 147 en la que se refiere a que el instituto debe contar con un avión certificado para instrucción aunque éste no se encuentre en funcionamiento. Además adjunto la documentación de donación de la aeronave

4.3 OPERACIONAL

Para realizar el tema se ha optado por obtener toda la información técnica pertinente sobre la aeronave como manuales, libros, internet también ayuda técnica personalizada.

4.4 ECONÓMICO FINANCIERO

El costo bordea los \$ 100.00 Dólares que cubrirán todo el proceso del tema.

V. DENUNCIA DEL TEMA

Vaciado (Defueling) de combustible de la aeronave FAIRCHILD FH-227 SERIES con matricula ecuatoriana HC-BHD para su traslado desde la Base de Transporte No.11 de la ciudad de Quito hacia las instalaciones del Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico en la ciudad de Latacunga.

5.2 RECURSOS

5.2.1 Humanos

- ✓ Investigadores del proyecto
- ✓ Alumnos ITSA
- ✓ Personal docente

- ✓ Técnicos

5.2.2 Institucionales

- Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico
- Base Aérea ALA # 11 de la ciudad de Quito

5.2.3 Físicos

- Instalaciones del ITSA.

5.2.4 Materiales

Materia Prima:

- Acoples de drenado

- Mecanismos de desabastecimiento
- Estantes de combustible

Herramientas y equipos:

- Planos
- Diseño
- Abrazaderas clamp
- Protección auditiva
- Manual de mantenimiento.

5.3 RECURSOS

- ✓ El recurso sobresaliente es el económico que es encargado por parte del autor del proyecto a ejecutarse
- ✓ Recurso humano que será el factor predominante en el traslado de la aeronave.
- ✓ Ayuda técnica por parte de las autoridades de la ciudad.

GLOSARIO

A

- **Avión o Aeroplano:** más pesada que el aire, por lo general propulsada por medios mecánicos y sustentados por alas fijas como consecuencia de la |de aire que incide sobre su superficie.

C

- **Combustible.** “Sustancia solida, liquida y gaseosa capaz de quemarse en contacto con una fuente de ignición y en presencia del oxigeno
- **Combustión:** Acción calorífica del combustible en las cámaras.

D

- **Detonación.** Inflamación súbita de la mezcla en la cámara. La resistencia se mide en octanos.

O

- **Octanaje:** Poder antidetonante de un carburante con relación a la mezcla 80-14 Octanaje o número de octano es una medida de la calidad y capacidad antidetonante de las gasolinas para evitar las detonaciones y explosiones.

V

- **Volatilidad:** Propiedad que mide la facilidad de una sustancia para pasar del estado liquido al gaseoso.

BIBLIOGRAFÍA

- Colectivo de autores. Tecnología de los metales II. Ediciones Ministerio de Educación Superior .La Habana, 1985.

- <http://es.wikipedia.org/wiki/FairchildHillerFH-227>

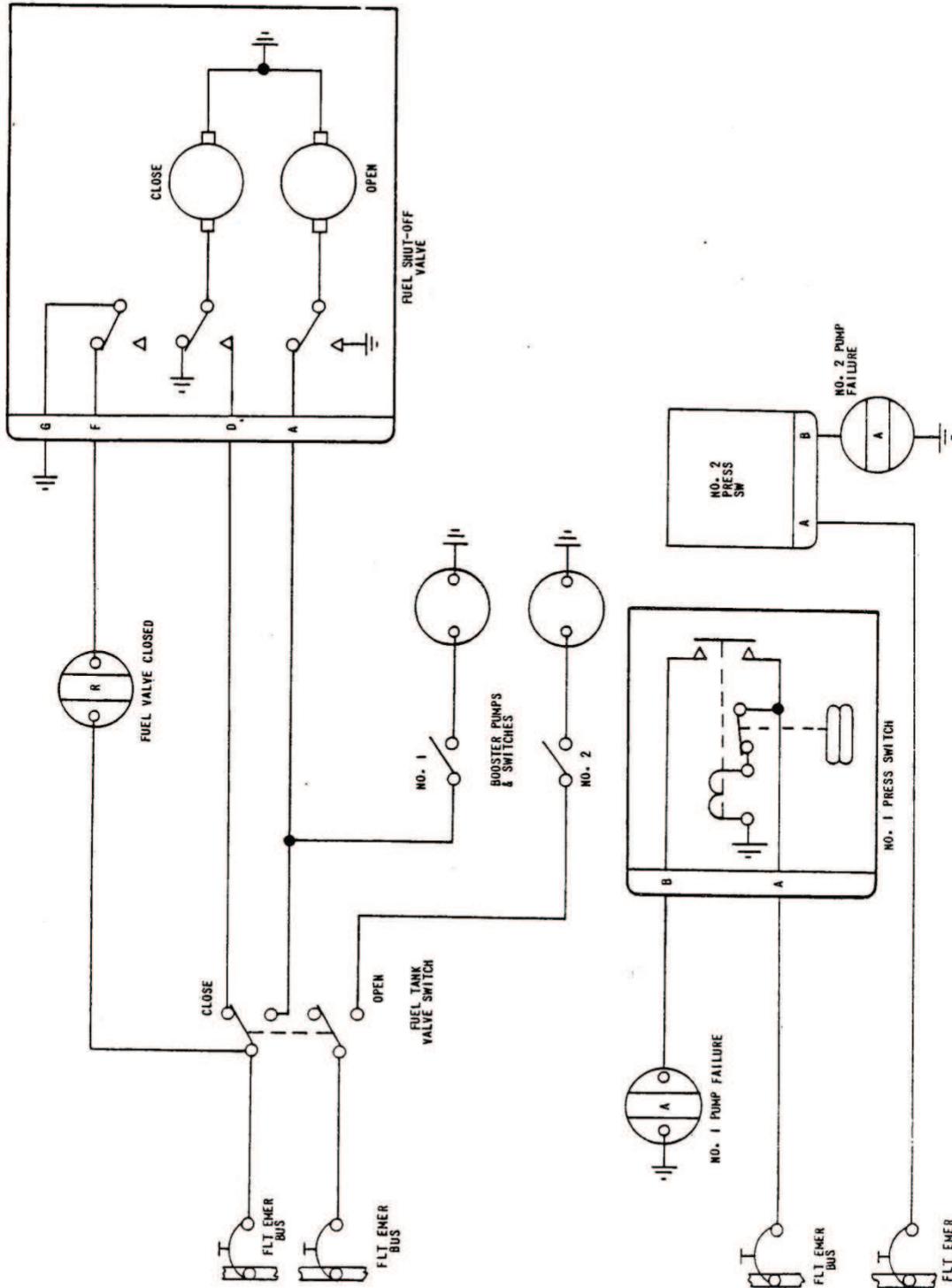
- <http://es.wikipedia.org/wiki/Octanaje>"

- "Conocimientos del Avión". Antonio Esteban Oñate. 1996. Madrid.
- <http://html.rincondelvago.com/sistemas-combustibles.html>

ANEXO B

CONTROL ESQUEMÁTICO DEL SISTEMA DE COMBUSTIBLE

**FAIRCHILD HILLER
FH-227 SERIES
MAINTENANCE MANUAL**



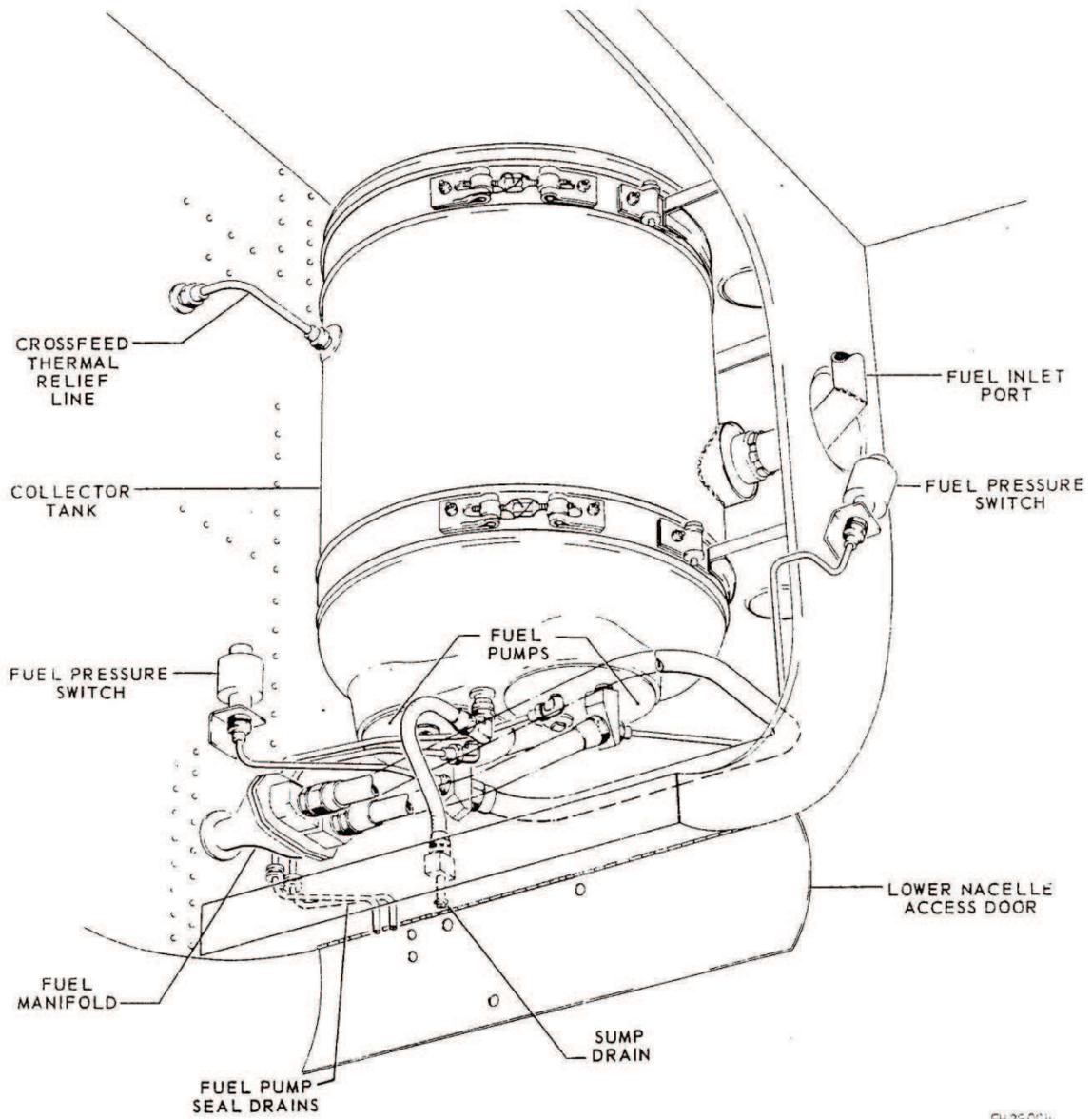
Fuel System Control Schematic
Figure 3

FH28002A

ANEXO C

TANQUE COLECTOR DE COMBUSTIBLE

**FAIRCHILD HILLER
FH-227 SERIES
MAINTENANCE MANUAL**



FH26004

Fuel Collector Tank
Figure 1

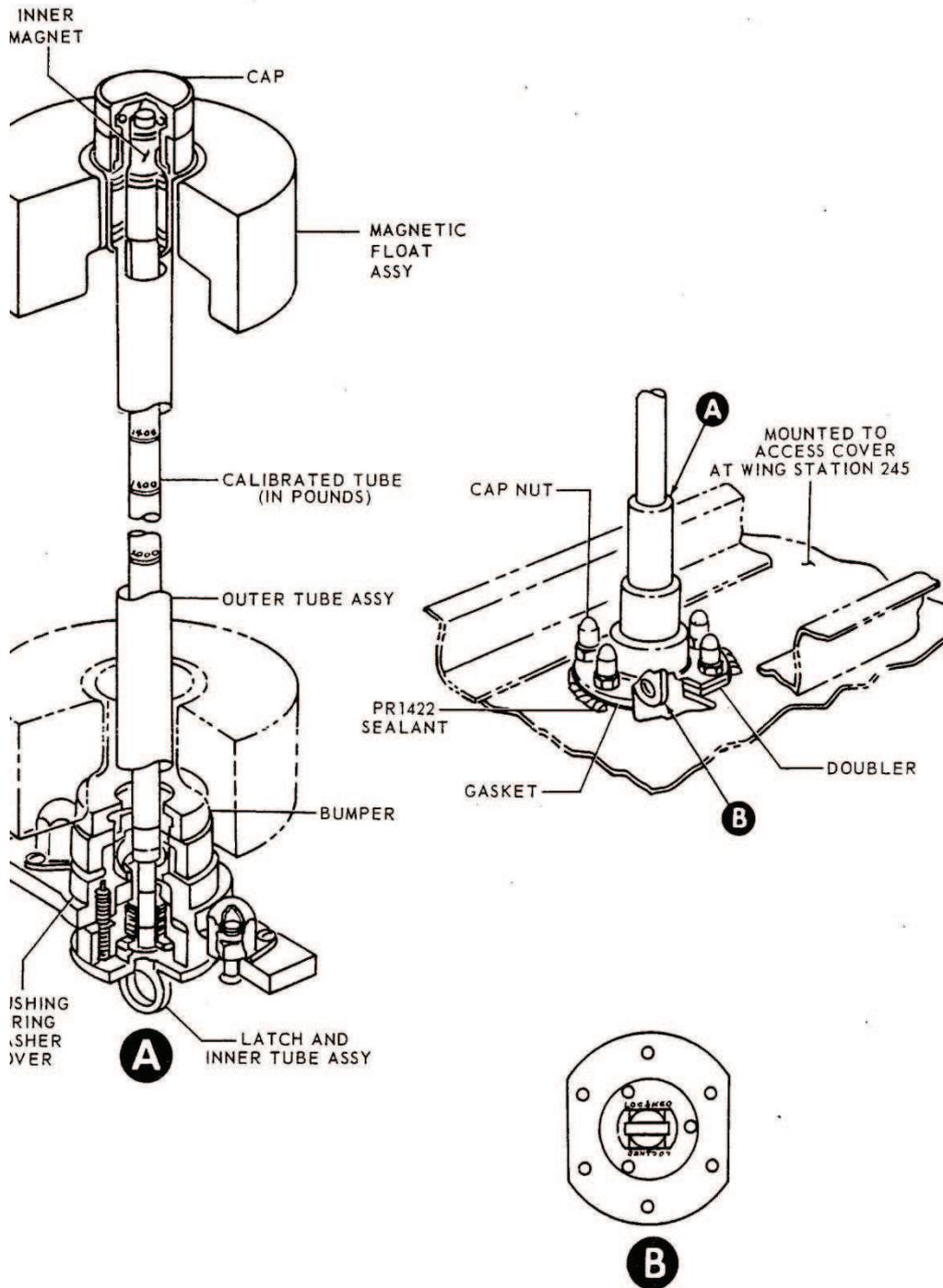
Feb 15/68
X-6

28-20-0
Page 3

ANEXO D

INDICADOR DE NIVEL DE COMBUSTIBLE MAGNÉTICO

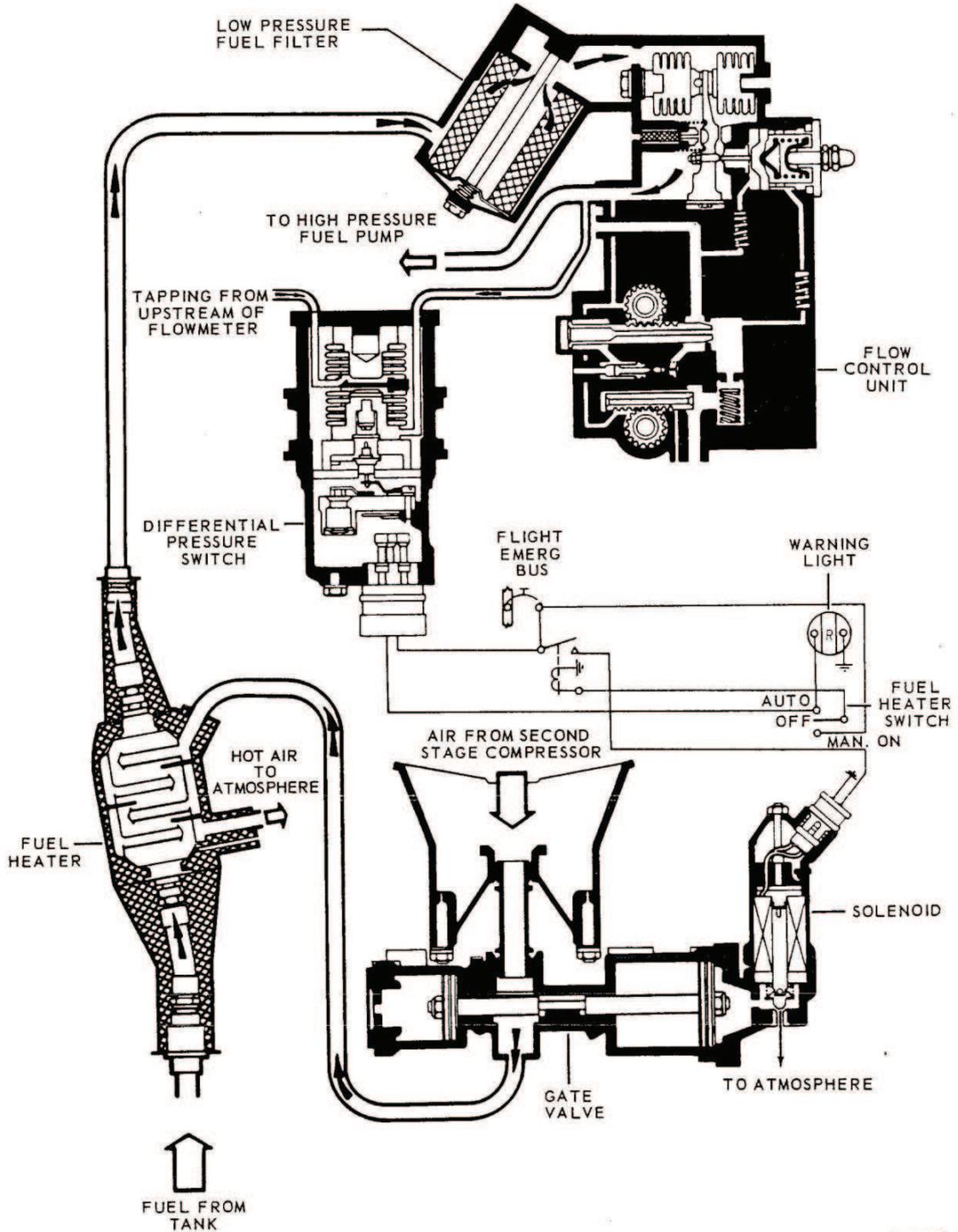
**FAIRCHILD
FH-227 SERIES
MAINTENANCE MANUAL**



ANEXO E

FILTRO DE COMBUSTIBLE DE DESHIELO

**FAIRCHILD HILLER
FH-227 SERIES
MAINTENANCE MANUAL**



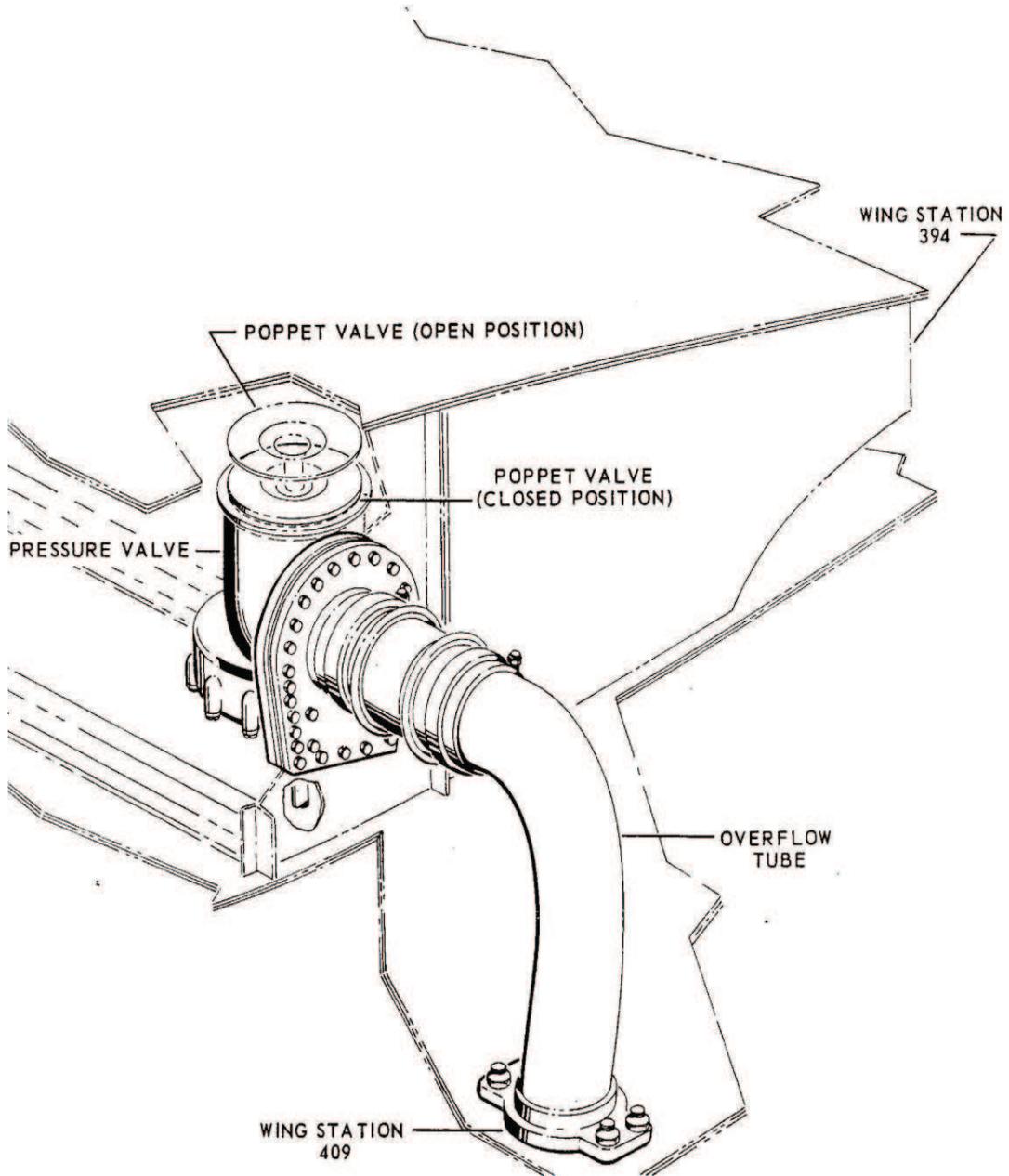
Fuel Filter Deicing
Figure 2

FH 28005

ANEXO F

VÁLVULA DE SOBREFLUJO DE PRESIÓN

**FAIRCHILD HILLER
FH-227 SERIES
MAINTENANCE MANUAL**



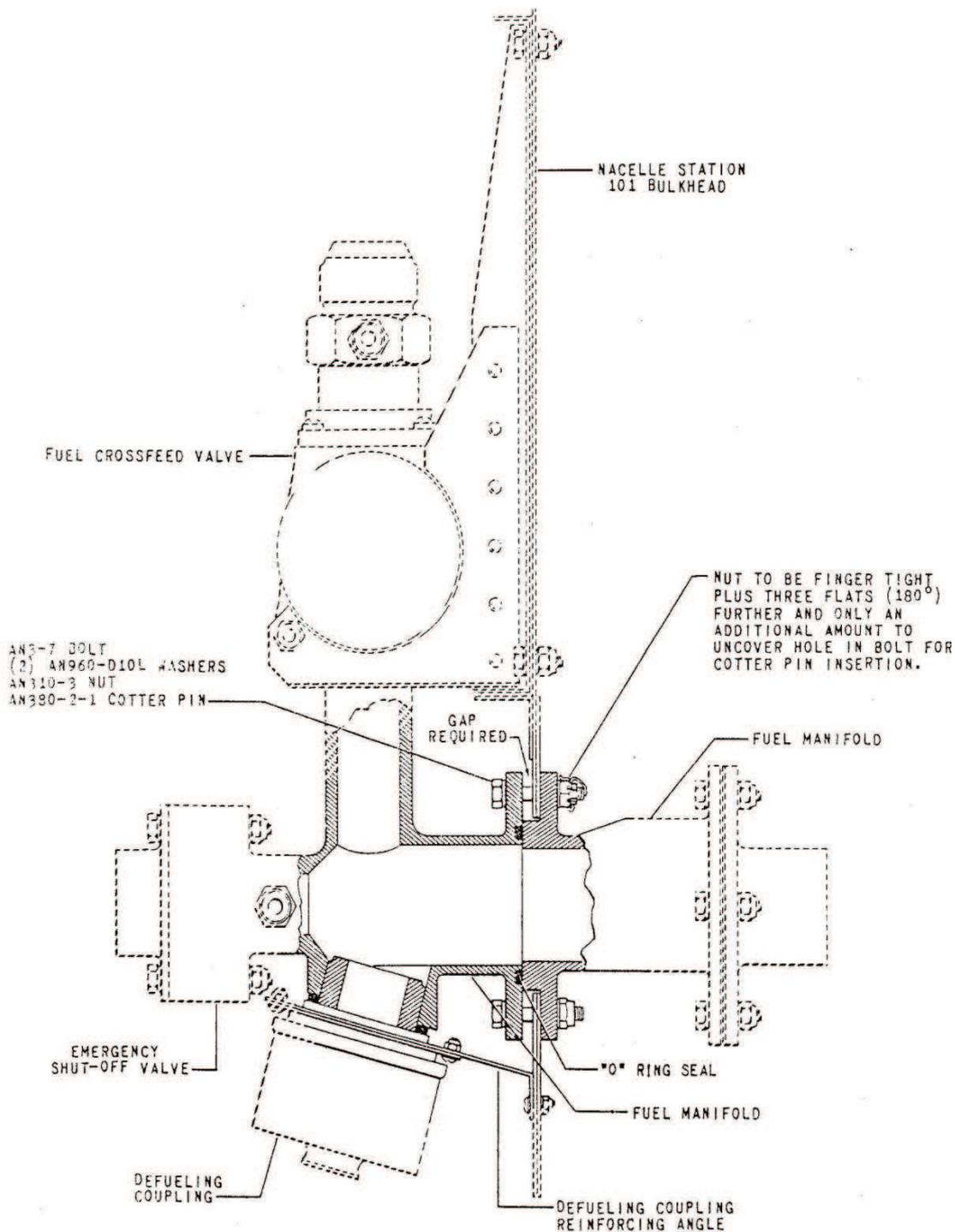
FH28030

**Overflow-Pressure Valve
Figure 3**

ANEXO G

Conexión de múltiple de combustible al mamparo de la estación 101,
sistema de combustible

**FAIRCHILD HILLER
FH-227
MAINTENANCE MANUAL**



FH28026

Fuel Manifold Connections at Station 101 Bulkhead, Nacelle Fuel System
Figure 201

ANEXO H

FICHA DE OBSERVACIÓN AERONAVE FAIRCHILD FH-227

INSTITUTO TECNOLÓGICO SUPERIOR
AERONÁUTICO

Lugar de Observación: ALA de Transporte No 11

Fecha de Observación: 26/04/2011

Observador: Sr. Sarmiento Rolando

Objetivo:

Observar a simple vista en qué condiciones se encuentra la aeronave.

Observación:

Fortalezas y debilidades del avión.

PARTES DEL AVIÓN	CONDICIONES QUE SE ENCUENTRA		
	Bueno	Regular	Malo
Trenes	X		
Cabina	X		
Alas	X		
Hélices	X		
Motores	X		
Estabilizador horizontal	X		
Estabilizador vertical	X		
Ventanas	X		
Pintura			X
Puertas			X
Asientos		X	

ANEXO I

AERONAVE FAIRCHILD FH-227.



ANEXO J

PUNTO DE DRENAJE DE COMBUSTIBLE



HOJA DE VIDA

DATOS PERSONALES:

Nombres: Rolando Patricio

Apellidos: Sarmiento Ramírez

No. De cédula 060413368-6

Fecha de Nacimiento: 09 de Febrero de 1989

Estado Civil: Soltero

Nacionalidad Ecuatoriana

Domicilio: Riobamba, Las Retamas, Av. De La Prensa

Teléfono: 032 604 359

Celular: 098263776

ESTUDIOS PRIMARIOS:

Escuela Fiscal Mixta Juan Bernardo De León

ESTUDIOS SECUNDARIOS:

Instituto Tecnológico Superior Carlos Cisneros (1ro- 6to)

TITULO OBTENIDO:

Técnico en mecánica industrial

ESTUDIOS SUPERIORES:

Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico

TÍTULOS OBTENIDOS:

Suficiencia en el idioma inglés

Egresado como Tecnólogo en MecánicaAeronáuticaMención Aviones

EXPERIENCIA LABORAL:**LAN ECUADOR (AEROLANE)**

Cargo: Practicante de Mantenimiento

Inicio. 18- Agosto-2010

Finalización: 25-Septiembre-2010

Cargo: Practicante de Mantenimiento

Inicio: 15-Febrero-2011

Finalización: 25- Marzo- 2011.

INDUSTRIAS LINCOLN

Cargo: Ayudante de Manufactura

Inicio: 12- JULIO- 2008

Finalización: 22- Octubre-2008

HOJA DE LEGALIZACIÓN DE FIRMAS

**DEL CONTENIDO DE LA PRESENTE INVESTIGACIÓN
RESPONSABILIZA EL AUTOR**

Rolando Patricio Sarmiento Ramírez

DIRECTOR DE LA CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA

Ing. HebertAtencio

Latacunga, 07 de Octubre 2011

CESIÓN DE DERECHO DE PROPIEDAD INTELECTUAL

Yo, Sarmiento Ramírez Rolando Patricio , Egresado de la carrera de mecánica Aeronáutica mención Aviones, en el año 2011, con cedula de Ciudadanía No 0604133686, autor del trabajo de graduación “VACIADO (DEFUELING) DE COMBUSTIBLE DEL AVIÓN FAIRCHILD FH-227 CON MATRICULA HC-BHD PARA SU TRASLADO DEL ALA DE TRANSPORTE N° 11 HASTA EL CAMPUS DEL INSTITUTO TECNOLÓGICO SUPERIOR AERONÁUTICO”) para que este sea utilizado como avión escuela”, cedo mis derechos de propiedad intelectual a favor del Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico.

Para constancia firmo la presente cesión de propiedad intelectual.

Rolando Patricio Sarmiento Ramírez

Latacunga, 07de Octubre, 2011