



ESPE

UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

UNIDAD DE GESTIÓN DE  TECNOLOGÍAS

**DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y
MECÁNICA**

CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA

**TRABAJO DE TITULACIÓN PREVIO A LA OBTENCIÓN DEL
TÍTULO DE TECNÓLOGO AERONÁUTICO EN MECÁNICA
AERONÁUTICA MENCIÓN AVIONES**

**TEMA: “RECONSTRUCCIÓN DEL FUSELAJE MONOCASCO
DEL AVIÓN CESSNA 182 CON MATRÍCULA HC-CDL PARA
LA IMPLEMENTACIÓN DE UN BANCO PRÁCTICO DE
ARRANQUE DE MOTOR CONTINENTAL EN LA EMPRESA
AEROKASHURCO DE LA CIUDAD SHELL - PASTAZA”**

AUTOR: CHRISTIAN MIGUEL PORTERO LÓPEZ

DIRECTOR: ING. RODRIGO BAUTISTA

LATACUNGA

2016



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y MECÁNICA

CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA

CERTIFICACIÓN

Certifico que el trabajo de titulación, **“RECONSTRUCCIÓN DEL FUSELAJE MONOCASCO DEL AVIÓN CESSNA 182 CON MATRÍCULA HC-CDL PARA LA IMPLEMENTACIÓN DE UN BANCO PRÁCTICO DE ARRANQUE DE MOTOR CONTINENTAL EN LA EMPRESA AEROKASHURCO DE LA CIUDAD SHELL - PASTAZA”** realizado por el señor **PORTERO LÓPEZ CHRISTIAN MIGUEL**, ha sido revisado en su totalidad y analizado por el software anti-plagio, el mismo cumple con los requisitos teóricos, científicos, técnicos, metodológicos y legales establecidos por la Universidad de Fuerzas Armadas ESPE, por lo tanto me permito acreditarlo y autorizar al señor **PORTERO LÓPEZ CHRISTIAN MIGUEL** para que lo sustente públicamente.

Atentamente,

Latacunga, Agosto del 2016

ING. RODRIGO BAUTISTA

Director



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y MECÁNICA

CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA

AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD

Yo, **PORTERO LÓPEZ CHRISTIAN MIGUEL**, con cédula de identidad N° 1804349577, declaro que este trabajo de titulación **“RECONSTRUCCIÓN DEL FUSELAJE MONOCASCO DEL AVIÓN CESSNA 182 CON MATRÍCULA HC-CDL PARA LA IMPLEMENTACIÓN DE UN BANCO PRÁCTICO DE ARRANQUE DE MOTOR CONTINENTAL EN LA EMPRESA AEROKASHURCO DE LA CIUDAD SHELL - PASTAZA”** ha sido desarrollado considerando los métodos de investigación existentes, así como también se ha respetado los derechos intelectuales de terceros considerándose en las citas bibliográficas.

Consecuentemente declaro que este trabajo es de mi autoría, en virtud de ello me declaro responsable del contenido, veracidad y alcance de la investigación mencionada.

Latacunga, Agosto del 2016

PORTERO LÓPEZ CHRISTIAN MIGUEL

C.C. 1804556106



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y MECÁNICA

CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA

AUTORIZACIÓN

Yo, **PORTERO LÓPEZ CHRISTIAN MIGUEL**, autorizo a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE publicar en la biblioteca Virtual de la institución el presente trabajo de titulación, **“RECONSTRUCCIÓN DEL FUSELAJE MONOCASCO DEL AVIÓN CESSNA 182 CON MATRÍCULA HC-CDL PARA LA IMPLEMENTACIÓN DE UN BANCO PRÁCTICO DE ARRANQUE DE MOTOR CONTINENTAL EN LA EMPRESA AEROKASHURCO DE LA CIUDAD SHELL - PASTAZA”** cuyo contenido, ideas y criterios son de mi autoría y responsabilidad.

Latacunga, Agosto del 2016

PORTERO LÓPEZ CHRISTIAN MIGUEL

C.C. 1804349577

DEDICATORIA

Este proyecto va dedicado a Dios y a mi Virgencita de las Mercedes quienes me cuidan y me protegen siempre de todo mal y me dan la inteligencia y la sabiduría para seguir adelante.

A mis padres por apoyarme moral y económicamente en el proceso de mi proyecto de graduación y en todo el estudio académico.

A mis dos hermanos que están en el cielo y son mi motivación y mi ejemplo de vida que aun siendo uno niños con discapacidad me enseñaron a valorar la vida y seguir adelante.

A la empresa Aerokashurco por auspiciarme y permitirme realizar este proyecto en sus instalaciones, y a todos los mecánicos de la compañía por guiarme en los procesos técnicos y su gran motivación.

A la Unidad de Gestión de Tecnologías - ESPE que ha sido el principal establecimiento educativo de educación superior que me ha brindado los respectivos conocimientos para desarrollar mi proyecto de grado en tal magnitud.

Portero López Christian Miguel

AGRADECIMIENTO

Agradezco a Dios por darme la vida y la sabiduría para ser un profesional y bendecirme en toda etapa de mi existencia.

A la Unidad de Gestión de Tecnologías – ESPE por proveerme los conocimientos técnicos y humanos basados en el mundo aeronáutico.

A mis padres por ser las personas que me brindan el cariño y el apoyo suficiente en todos los momentos de mi vida y me guían por el camino del bien.

A mi compañero de tesis por ayudarme en el proyecto de graduación y ser una motivación en el transcurso del mismo.

A los aerotécnicos de la empresa Aerokashurco por guiarme en el proceso técnico y por todo el apoyo humano recibido durante las pasantías y el tiempo que tarde en realizar mi proyecto de grado.

Portero López Christian Miguel

ÍNDICE DE CONTENIDO

CERTIFICACIÓN.....	ii
AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD	iii
AUTORIZACIÓN	iv
DEDICATORIA.....	v
AGRADECIMIENTO.....	vi
ÍNDICE DE CONTENIDO	vii
ÍNDICE DE TABLAS.....	xii
ÍNDICE DE FIGURAS	xiii
RESUMEN	xvi
ABSTRACT	xvii
CAPÍTULO I	1
1.1. TEMA	1
1.2. ANTECEDENTES.....	1
1.3. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA	2
1.4. JUSTIFICACIÓN.....	3
1.5. OBJETIVOS	3
1.5.1. OBJETIVO GENERAL	3
1.5.2. OBJETIVOS ESPECÍFICOS	4
1.6. ALCANCE.....	4
CAPÍTULO II	5
2.1. Datos generales del avión Cessna 182 HC-CDL	5
2.1.1. Dimensiones y sus estaciones	5
2.1.2. Límites de velocidad aerodinámica	6
2.1.3. Datos sobre pesos en el avión	6
2.1.4. Capacidad de combustible y aceite.....	6
2.2. Cessna 182 Según La Clasificación General De Los Aeroplanos	6
2.2.1. Por su número y posición de alas	6
2.2.2. Por su tipo, número y posición del motor	7

2.2.3.	Por el tipo de tren de aterrizaje	8
2.2.4.	Por la forma en que despegas y aterriza.....	8
2.3.	Fuselaje	9
2.4.	Sustentador	10
2.5.	Tren de aterrizaje	12
2.5.1.	Función del tren de aterrizaje	12
2.5.2.	Tren de aterrizaje principal.....	12
2.5.3.	Tren de aterrizaje auxiliar	13
2.5.4.	Tipo de tren de aterrizaje	13
2.5.5.	Tipo por número y disposición de ruedas.....	13
2.5.6.	Tipo por características de articulación	14
2.5.7.	Requisitos del tren de aterrizaje	15
2.5.8.	Requisitos operacionales	15
2.5.9.	Requisitos de protección	15
2.5.10.	Requisitos de mantenimiento	15
2.6.	Ruedas	16
2.7.	Neumáticos	17
2.7.1.	Su Construcción.....	17
2.8.	Reparación estructural del avión Cessna 182 HC-CDL.....	18
2.8.1.	Las fuerzas ejercidas en el avión cessna 182	19
2.8.2.	Herramientas y máquinas para la construcción y reparación del Fuselaje	20
2.9.	Aleaciones de Aluminio utilizadas en la aeronave 182 HC-CDL	21
2.9.1.	Aleación 1100	22
2.9.2.	Aleación 3003	22
2.9.3.	Aleación 2014	22
2.9.4.	Aleación 2017	22
2.9.5.	Aleación 2024	22
2.9.6.	Aleación 2025	23
2.9.7.	Aleación 2219	23
2.9.8.	Aleación 5052	23
2.9.9.	Aleación 5056	23
2.9.10.	Aleación 6061	24

2.9.11.	Aleación 7075	24
2.9.12.	Tratamientos térmicos a las aleaciones	24
2.10.	Sujetadores estructurales.....	24
2.10.1.	Remache de vástago solido	25
2.10.2.	Códigos de identificación	25
CAPÍTULO III		27
3.	DESARROLLO DEL TEMA.....	27
3.1.	Introducción	27
3.2.	Condición de la aeronave.....	27
3.3.	Reconocimiento del fuselaje de la aeronave Cessna 182 con matrícula HC-CDL	28
3.4.	Flujograma de desarrollo	30
3.5.	Segmentación del Fuselaje	31
3.6.	Reestructuración de la parte frontal del avión	31
3.6.1.	Remoción de la piel Doubler-Forward	31
3.6.2.	Desmontaje de la lámina frontal inferior de la pared de fuego.	32
3.6.3.	Reparación estructural desde la estación 0 a la 17 en la parte inferior de la aeronave	33
3.6.4.	Montaje de la pared de fuego y la piel Doubler - Forward.	34
3.6.5.	Decapado de la parte frontal de la aeronave.....	35
3.6.6.	Aplicación del primer en la pared de fuego	35
3.7.	Mantenimiento del tren de aterrizaje auxiliar	36
3.7.1.	Decapado del tren de aterrizaje	36
3.7.2.	Aplicación del primer sobre el tren de aterrizaje auxiliar.....	37
3.7.3.	Capado del tren de aterrizaje auxiliar	37
3.7.4.	Ensamble de las piezas pertenecientes al tren de nariz.....	38
3.7.5.	Mantenimiento de la rueda y neumático del tren auxiliar	39
3.8.	Reparación estructural de la piel de recubrimiento inferior desde la sección 20.0 hasta la sección 65.33	40
3.8.1.	Reparación de los canales de refuerzo	40
3.8.2.	Reparación de los bulkheads	41
3.8.3.	Montaje de los componentes estructurales de estas secciones	42

3.9.	Rehabilitación del conjunto principal izquierdo del tren de aterrizaje.....	43
3.9.1.	Enderezamiento de la parte solida del conjunto	43
3.9.2.	Mantenimiento y reemplazo de partes del neumático	44
3.9.3.	Capado de la rueda izquierda	44
3.10.	Rehabilitación del conjunto principal derecho del tren de aterrizaje.....	45
3.10.1.	Mantenimiento y reemplazo de partes del neumático derecho	46
3.10.2.	Capado de la rueda derecha.....	47
3.11.	Montaje del tren de aterrizaje principal y tren de aterrizaje auxiliar.	48
3.11.1.	Montaje de los dos conjuntos del tren principal de la aeronave.	48
3.11.2.	Montaje del tren auxiliar y sus componentes en la aeronave	49
3.12.	Sistema de frenos	50
3.12.1.	Mantenimiento de los cilindros	50
3.12.2.	Mantenimiento del conjunto de los pedales.....	50
3.12.3.	Inspección de los ductos del sistema de frenos	51
3.12.4.	Mantenimiento de las cámaras de freno.....	52
3.12.5.	Instalación del sistema de frenos	53
3.13.	Mantenimiento de las puertas de cabina	54
3.14.	Sellamiento de agujeros en las partes laterales superiores desde la sección 30 hasta la sección 90.	55
3.15.	Reparación estructural de la lámina inferior sección 100- 124	55
3.16.	Reparación estructural de la puerta de equipaje.	56
3.16.1.	Reparación de las bisagras y montaje de la puerta.....	57
3.17.	Ubicación de las micas en las ventanas de la aeronave pequeña	58
3.17.1.	Ubicación de la mica en la ventana lateral izquierda.....	58
3.17.2.	Ubicación de las micas en las ventanas posterior izquierda y derecha respectivamente.....	59
3.18.	Capado del fuselaje de la aeronave pequeña	60
3.18.1.	Remoción de la pintura	60
3.18.2.	Aplicación de primer sobre el fuselaje	60

3.18.3.	Aplicación de la pintura sobre el fuselaje	61
3.18.4.	Pintado del logotipo de la empresa sobre el fuselaje	62
3.19.	Sistema de combustible	62
3.19.1.	Elaboración de una caja reservorio para el tanque	63
3.19.2.	Capado de la caja reservorio	64
3.19.3.	Inspección de las válvulas.....	64
3.19.4.	Inspección de ductos	65
3.19.5.	Implementación del tanque en la aeronave	66
3.19.6.	Instalación del sistema de combustible	67
3.20.	Montaje de la cabrilla	67
3.21.	Aplicación de Primer en el interior de la cabina	68
3.22.	Tapizado de la cabina	69
3.23.	Montaje de los asientos	70
3.24.	Pruebas operacionales	70
3.24.1.	Prueba operacional del sistema de frenos	71
3.24.2.	Prueba operacional del sistema de combustible	72
3.24.3.	Prueba de protección contra lluvias	73
3.25.	Análisis Económico	74
CAPÍTULO IV		76
4.1.	Conclusiones	76
4.2.	Recomendaciones	78
BIBLIOGRAFÍA		79
GLOSARIO.....		80
ANEXOS		85

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1 Primera prueba operacional del sistema de frenos	71
Tabla 2 Segunda prueba operacional del sistema de frenos	71
Tabla 3 Tercera prueba operacional del sistema de frenos	72
Tabla 4 Primera prueba operacional del sistema de combustible	72
Tabla 5 Segunda prueba operacional del sistema de combustible	73
Tabla 6 Prueba de protección contra lluvias	73
Tabla 7 Análisis económico	75

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1 Dimensiones y estaciones del avión Cessna 182 HC-CDL	5
Figura 2 Ala de avión Cessna 182 HC-CDL.....	7
Figura 3 Posición del motor de la aeronave Cessna 182 HC-CDL.....	7
Figura 4 Tipo de tren de aterrizaje del avión Cessna 182 HC-CDL.....	8
Figura 5 Forma de despegue del avión Cessna 182 HC-CDL	8
Figura 6 Fuselaje tipo Semi-monocoque del avión Cessna 182 HC-CDL	9
Figura 7 Construcción del fuselaje Semi-monocoque del avión Cessna 182 10	
Figura 8 Partes estructurales de la semi ala del avión Cessna 182 HC-CDL	10
Figura 9 Superficies de la semi ala del avión Cessna 182 HC-CDL.....	11
Figura 10 Tipo de flaps del avión Cessna 182 HC-CDL.....	12
Figura 11 Tren principal del avión Cessna 182 HC-CDL.....	13
Figura 12 Tren auxiliar del avión Cessna 182 HC-CDL.....	13
Figura 13 Tren auxiliar del avión Cessna 182 HC-CDL.....	14
Figura 14 Tipo de tren fijo del avión Cessna 182 HC-CDL.....	15
Figura 15 Rueda del avión Cessna 182 HC-CDL.....	16
Figura 16 Fuerzas ejercidas en la aeronave	19
Figura 17 Herramientas de diseño	20
Figura 18 Herramientas de corte	21
Figura 19 Herramientas de Taller	21
Figura 20 Estilos de remache con vástago sólido	25
Figura 21 Identificación de los remaches	26
Figura 22 Identificación de los remaches	26
Figura 23 Estado de la aeronave Cessna 182 HC-CDL.....	28
Figura 24 Placa de identificación del fuselaje de la aeronave Cessna 182 ..	29
Figura 25 Flujograma de desarrollo de actividades.....	30
Figura 26 Segmentación del fuselaje de la aeronave Cessna 182 HC-CDL	31
Figura 27 Remoción de la piel Doubler – Forward de la aeronave Cessna 182 HC-CDL	32

Figura 28 Desmontaje de la lámina frontal inferior de la pared de fuego de la aeronave Cessna 182 HC-CDL	33
Figura 29 Reparación estructural de la estación 0.0 hasta la estación 17.0 de la aeronave Cessna 182 HC-CDL.....	34
Figura 30 Montaje de la pared de fuego y la piel Doublor - Forward.	34
Figura 31 Decapado de la parte frontal de la aeronave	35
Figura 32 Aplicación del primer en la pared de fuego	36
Figura 33 Decapado del tren de aterrizaje	36
Figura 34 Aplicación del primer sobre el tren de aterrizaje auxiliar	37
Figura 35 Capado del tren de aterrizaje auxiliar.....	38
Figura 36 Ensamble de las piezas pertenecientes al tren de nariz.....	38
Figura 37 Mantenimiento de la rueda y neumático del tren auxiliar.....	39
Figura 38 Reparación estructural de la piel de recubrimiento inferior desde la sección 20.0 hasta la sección 65.33	40
Figura 39 Reparación de los canales de refuerzo	41
Figura 40 Reparación de los bulkheads.....	42
Figura 41 Montaje de los componentes estructurales de estas secciones ...	43
Figura 42 Enderezada del tren de aterrizaje principal izquierdo.....	43
Figura 43 Mantenimiento y reemplazo de partes del neumático	44
Figura 44 Capado de la rueda izquierda	45
Figura 45 Rehabilitación del conjunto principal derecho del tren de aterrizaje	46
Figura 46 Mantenimiento y reemplazo de partes del neumático derecho.....	47
Figura 47 Capado de la rueda derecha.....	47
Figura 48 Montaje del tren principal de la aeronave.....	49
Figura 49 Montaje del tren de aterrizaje auxiliar	49
Figura 50 Mantenimiento de los cilindros master	50
Figura 51 Mantenimiento de los pedales de freno	51
Figura 52 Inspección de los ductos del sistema de frenos	52
Figura 53 Mantenimiento de las cámaras de freno	53
Figura 54 Instalación del Sistema de Frenos	54
Figura 55 Mantenimiento de las puertas de cabina.....	55

Figura 56 Sellamiento de agujeros en las partes laterales superiores	55
Figura 57 Reparación estructural de la lámina inferior sección 100- 124	56
Figura 58 Reparación estructural de la puerta de equipaje	57
Figura 59 Reparación de las bisagras y montaje de la puerta.....	58
Figura 60 Ubicación de la mica en la ventana lateral izquierda.....	59
Figura 61 Ubicación de las micas en las ventanas posteriores de la aeronave	59
Figura 62 Remoción de pintura.....	60
Figura 63 Aplicación de primer sobre el fuselaje.....	61
Figura 64 Aplicación de pintura sobre el fuselaje	62
Figura 65 pintado del logotipo de la empresa	62
Figura 66 Elaboración de una caja reservorio para el tanque de combustible	63
Figura 67 Capado de la caja reservorio	64
Figura 68 Inspección de las válvulas inmersas en el sistema de combustible	65
Figura 69 Inspección de los ductos del sistema de combustible	66
Figura 70 Implementación del tanque en la aeronave.....	66
Figura 71 Instalación del sistema de combustible	67
Figura 72 Montaje de la cabrilla	68
Figura 73 Aplicación de primer en cabina	69
Figura 74 Tapizado de cabina	69
Figura 75 Montaje de los asientos	70

RESUMEN

Este proyecto de grado se enfoca en la investigación del estado del fuselaje de la aeronave pequeña Cessna 182E con matrícula HC-CDL, debido al accidente aéreo que sufrió mediante la obtención de manuales, catálogos e información certificada por entes aeronáuticos se procedió a elaborar el Capítulo II de este proyecto, a continuación se concordaron de forma resumida las definiciones necesarias para que sea posible la reconstrucción del fuselaje de la aeronave y de esa forma sea ergonómico para la implementación como banco de pruebas de arranque de motor, rehabilitando los sistemas ineludibles como son el sistema de combustible para que el motor tenga abastecimiento y pueda encender, y el Sistema de frenos para que la aeronave tenga un posicionamiento seguro cuando se realice el arranque de motor. En la ejecución de este propósito se realizó varias alteraciones a la aeronave debido a que no existían algunas piezas y se buscó alternativas, pero sin salirse de los límites de correcto funcionamiento, es así que se rehabilito los trenes de aterrizaje principal y auxiliar para que tenga una sustentación fija en tierra la aeronave. El proyecto es enfocado básicamente como un banco de pruebas de arranque de motor para la capacitación y entrenamiento de mecánicos y pilotos de la empresa Aerokashurco.

Palabras claves:

- Aeronave pequeña Cessna 182E
- Reconstrucción del fuselaje
- Rehabilitación del sistema de combustible
- Rehabilitación del sistema de frenos
- Rehabilitación del tren de aterrizaje

ABSTRACT

This research Project focuses on the investigation of fuselage's condition of small Cessna 182E aircraft with registration HC-CDL, because of the aircraft accident through manuals, catalogs obtaining, and registered information by aeronautical authorities Chapter II of this project was made, Then the definitions needed were agreed in order to rebuild the aircraft fuselage to be ergonomic for the implementation as a test of engine ignition rehabilitating the unavoidable systems like the fuel system in order to get the engine's supply and it can be ignited, and the brake system will help the aircraft to get a safe position when the engine's ignition is executed. In the project execution some alterations were done because there are no some pieces instead some alternatives were found, their function is similar to the original, so the principal and auxiliary landing gears were rehabilitated in order to get the support on earth. This project is focused basically as an ignition machine test for mechanics and pilots training of the Aerokashurco company.

KEYWORDS:

- Small aircraft Cessna 182E
- Fuselage rebuilt
- Fuel system rebuilt
- Brake system rebuilt
- Landing gear rebuilt

Checked by

Lic. Mayra Alpúsig M.Sc.

CAPÍTULO I

1.1. TEMA

“Reconstrucción del fuselaje monocasco del avión Cessna 182 con matrícula HC-CDL para la implementación de un banco práctico de arranque de motor continental en la empresa AEROKASHURCO de la ciudad Shell - Pastaza”

1.2. ANTECEDENTES

Con los importantes avances tecnológicos en materia de aviación comercial llega también la aparición de nuevos obstáculos que cruzar, es así que tanto el personal auxiliar en tierra como los tripulantes de vuelo se han visto obligados a estar en constante capacitación para mejorar sus conocimientos y habilidades, esta gran responsabilidad recae en mayor porcentaje en los explotadores aéreos, la nueva tecnología implica nuevos riesgos y errores los cuales se debe evitar, no habiendo mejor forma para ello que la capacitación al personal.

La Unidad de Gestión de Tecnologías de la Universidad de las Fuerzas Armadas-ESPE, fundada en la formación de personal técnico en el campo de Aviación, favoreciendo así con el avance del país, capacita a sus estudiantes para el desenvolvimiento de los mismos en las áreas de mantenimiento en las empresas aeronáuticas.

El presente proyecto a nivel de tecnologías se basa fundamentalmente en la reconstrucción del fuselaje monocasco del avión Cessna 182 perteneciente a la empresa Aerokashurco tomando en cuenta que la aeronave será utilizada como un banco práctico de arranque de motor real con en el objetivo de verificar su funcionamiento en cada periodo de tiempo el cual es determinado por el manual de mantenimiento, por lo tanto cabe

recalcar que no es necesario reconstruir el fuselaje en un 100 por ciento en vista que se puede modificar algunas partes de su estructura e incluso omitirlas como es el caso del empenaje, además la instalación de los trenes de aterrizaje principal izquierdo y derecho, así como el tren de nariz, logrando así el soporte de la estructura y su fácil movilidad.

1.3. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

En todas las localidades del mundo el principal sueño del ser humano siempre ha sido conquistar el espacio aéreo, pero una vez que lo produjo empezó a encontrarse con varios problemas, teniendo como principal el entrenamiento de pilotos y mecánicos, tomando en cuenta que el mínimo error podía causar la muerte de las personas a bordo incluyendo pilotos, tripulación y pasajeros.

Actualmente, la Empresa AEROKASHURCO se ha visto envuelta en varios accidentes aeronáuticos los cuales ha cobrado la vida de los pilotos Mike Franco y Francisco Orellana, además de cuatro personas a bordo en uno de los infortunios, sin dejar de lado las pérdidas totales de dos aeronaves pequeñas Cessna 206, y la atribución de obsoleto a un avión Cessna 182.

En la investigación de uno de los accidentes realizada por la J.I.A.(Junta Investigadora de Accidentes), se dictaminó que fue por una falla mecánica del motor, en la cual explotó la cámara de combustión provocando la caída inmediata del aeroplano, y su siniestro. El accidente ocurrió el 28 de diciembre del 2014 teniendo 13102.8 horas totales de vuelo en la pista de sarayacu la cual esta detallada en el record de vida del avión en el formulario OPR/ARNV.001 ANEXO D

En el área de mantenimiento de la empresa, se ha propuesto darle uso como un banco practico de arranque del motor de la aeronave pequeña cessna 182 que fue dado de baja, utilizando un motor continental con número de parte o-470-r (15) y número de serie 1007942 que tras uno de los accidentes quedo apenas con pocas horas de vuelo, pero para tal proyecto

implica habilitar los trenes de aterrizaje principal y de nariz, además de la reconstrucción del fuselaje monocasco, pero reduciendo secciones innecesarias en vista que no va a volar y para su cómoda ubicación en el hangar.

1.4. JUSTIFICACIÓN

Para elevar la seguridad en el campo aeronáutico y evitar pérdidas humanas, materiales y económicas para las empresas, es primordial la implementación de equipos, bancos y materiales de simulación con elementos reales que permitan al personal operar en un ambiente moderado de trabajo.

Al momento la aeronave se encuentra montada sobre estructuras de madera, la cual no es adecuada para realizar el arranque de motor, por lo tanto, es necesaria la instalación de los trenes de aterrizaje principal y de nariz, ofreciendo un mayor equilibrio del avión en tierra y por ende un mejor enlace entre los diferentes componentes del aeroplano.

La fabricación de este simulador de arranque real, implica la reconstrucción del fuselaje recalando que no es necesario en su totalidad para obtener un adecuado espacio en el hangar y su fácil movilización a línea de vuelo.

1.5. OBJETIVOS

1.5.1. OBJETIVO GENERAL

“Reconstruir el fuselaje monocasco del avión cessna 182 con matrícula HC-CDL para la implementación de un banco práctico de arranque del motor continental en la empresa AEROKASHURCO según documentación técnica.

1.5.2. OBJETIVOS ESPECÍFICOS

- Recopilar y clasificar información concerniente a la aeronave Cessna 182.
- Realizar una inspección de las áreas a reconstruir.
- Adquirir equipos, herramientas y elementos para realizar la reconstrucción.
- Segmentar el fuselaje y ensamblar los componentes de la aeronave Cessna 182 con matrícula HC-CDL.
- Realizar pruebas de funcionamiento.

1.6. ALCANCE

El presente proyecto va servir para verificar el funcionamiento de los diferentes componentes del motor continental O-470-R (15) con número de serie 1007942 de las aeronaves pequeñas cessna 182 que posee la empresa las cuales pueden ser manipuladas por el personal de mantenimiento bajo normas de seguridad implementadas en la compañía AEROKASHURCO ubicada en la ciudad de Shell Mera-Pastaza.

CAPÍTULO II MARCO TEÓRICO

2.1. Datos generales del avión Cessna 182 HC-CDL

2.1.1. Dimensiones y sus estaciones

El avión Cessna 182 HC-CDL tiene las estaciones distribuidas desde la estación 0 que empieza en la parte delantera, teniendo en cuenta que no es desde la punta del cono del motor y termina en la estación 230.18 que es en el empenaje de la aeronave.

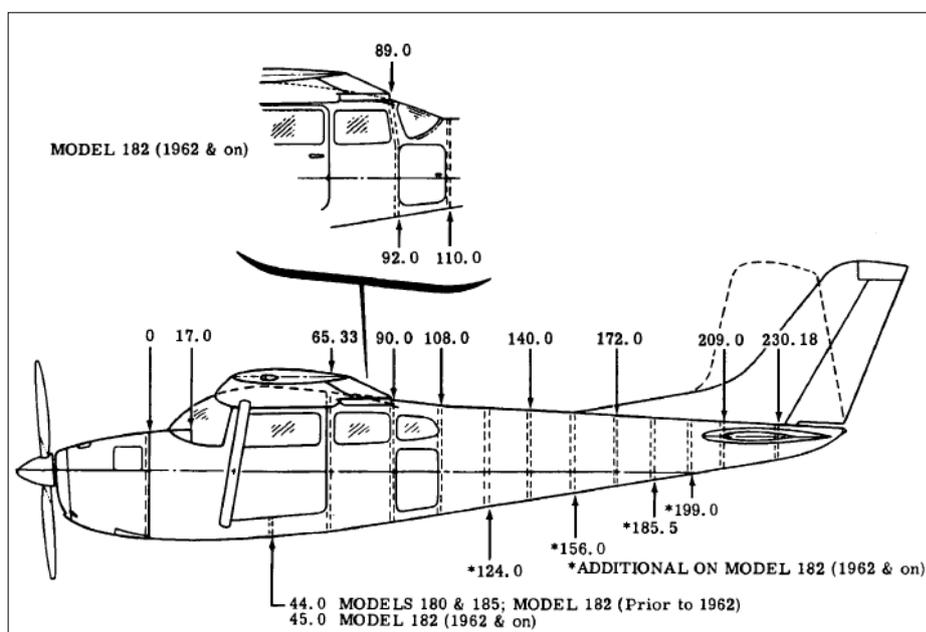


Figura 1 Dimensiones y estaciones del avión Cessna 182 HC-CDL

Fuente: (Service-Manual, 1962)

2.1.2. Límites de velocidad aerodinámica

La aeronave Cessna 182 HC-CDL tiene un límite de velocidad en maniobra de 128 m.p.h. (111 nudos), al Máximo estructural de 160 m.p.h. (139 nudos), sin excesos de 193 m.p.h. (168 nudos) y con flaps extendidos de 110 m.p.h. (96 nudos).

2.1.3. Datos sobre pesos en el avión

El aeroplano tiene un peso máximo de 2800 libras, tomando en cuenta que tiene la capacidad para cuatro pasajeros 2 en la parte delantera y 2 en la parte posterior en cabina, y posee una extensión de equipaje hasta 120 libras, son valores de los cuales no se puede exceder.

2.1.4. Capacidad de combustible y aceite

La capacidad de combustible en el avión es de 65 galones, con 60 galones usables, distribuidos en las alas con cada uno de 32.5 galones, recalcando que el tipo de combustible es AVGAS de 100-130 octanos. Mientras tanto que la capacidad de aceite para el motor es de 12 cuartos, de los cuales 6 cuartos son usables.

2.2. Cessna 182 HC-CDL según La Clasificación General De Los Aeroplanos

2.2.1. Por su número y posición de alas

Por el número de las alas se le clasifica en un monoplano, teniendo en cuenta que dicho termino se le asigna al aeroplano que posee solamente una ala, fabricada en secciones. Mientras que por la posición se la clasifica de ala alta, considerando que esta ensamblada en la parte superior del

fuselaje, es muy efectiva y popular en la construcción de los aviones ligeros como la aeronave Cessna 182 HC-CDL.



Figura 2 Ala de avión Cessna 182 HC-CDL

Fuente: (Empresa Aerokashurco Cessna 182, 2012)

2.2.2. Por su tipo, número y posición del motor

Por el tipo de motor, la aeronave Cessna 182 con matrícula HC-CDL se la ubica como un motor a pistón-recíproco con número variable de cilindros, en la cual se quema una mezcla de aire y gasolina. Los pistones que reciben impulso dentro de los cilindros hacen girar al cigüeñal que a su vez hace girar a la hélice que impulsa la nave a velocidades no mayores a 600 MPH. Por el número de motores obviamente es un Monomotor. Y por la posición se lo clasifica en motor tractor, debido a que va instalado en la nariz del avión, donde estudios técnicos se ha comprobado que rinde mayor eficiencia.



Figura 3 Posición del motor de la aeronave Cessna 182 HC-CDL

Fuente: (Empresa Aerokashurco Cessna 182, 2013)

2.2.3. Por el tipo de tren de aterrizaje

El aeroplano HC-CDL posee un tren de aterrizaje fijo es decir que no cambia de posición respecto al avión y es un tren triciclo teniendo en cuenta que se caracteriza por llevar apoyo en la nariz del fuselaje y en las alas.



Figura 4 Tipo de tren de aterrizaje del avión Cessna 182 HC-CDL

Fuente: (Empresa Aerokashurco Cessna 182, 2013)

2.2.4. Por la forma en que despegue y aterriza

La aeronave Cessna 182 es fabricada para poder despegar y aterrizar sobre tierra, por ende, toma el nombre de aeroplano terrestre, es el tipo más popular debido a que se puede llevar peso útil con un radio de acción mayor.



Figura 5 Forma de despegue del avión Cessna 182 HC-CDL

Fuente: (Empresa Aerokashurco Cessna 182, 2010)

2.3. Fuselaje

En todo avión su principal unidad estructural es el fuselaje, sin excepción de la aeronave Cessna 182 HC-CDL, ya que el resto de unidades estructurales van soportadas por él. En este avión el tipo de fabricación del fuselaje es el semi-monocoque siendo una clase de construcción robusta sin disminución de carga útil.

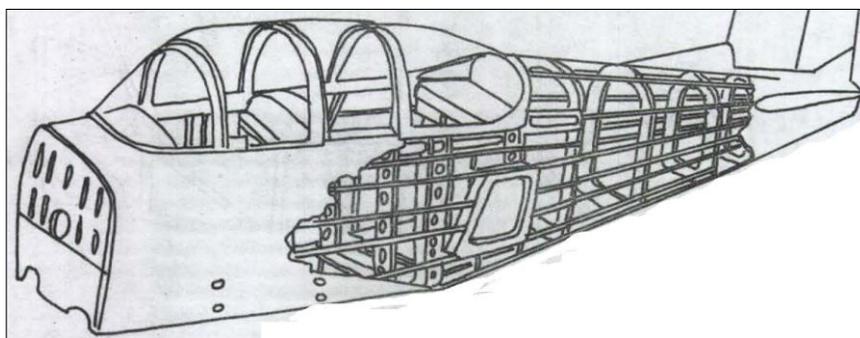


Figura 6 Fuselaje tipo Semi-monocoque del avión Cessna 182 HC-CDL

Fuente: (Generalidades-DGAC, 1998)

Para el fuselaje del aeroplano HC-CDL es una construcción en donde los mamparos están interconectados con los largueros, cuernas y las riostras, lográndose así una perfecta transmisión de esfuerzos.

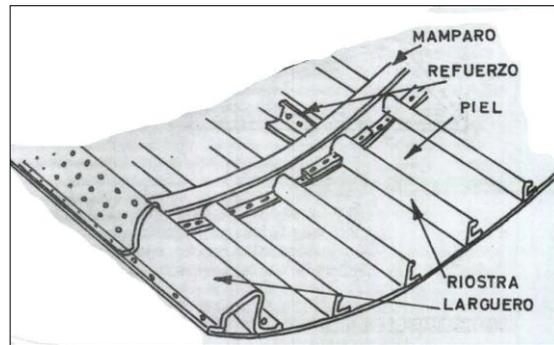


Figura 7 Construcción del fuselaje Semi-monocoque del avión Cessna 182 HC-CDL

Fuente: (Generalidades-DGAC, 1998)

2.4. Sustentador

La sustentación de la aeronave Cessna 182 HC-CDL está formado por las alas, las cuales logran poseer un 80% de la sustentación, pero a dicho porcentaje se lo puede elevar con la implementación de superficies auxiliares como son las aletas o los flaps. Considerando la estructura del ala lo conforman dos vigas que corren longitudinalmente en la misma, mientras tanto que las costillas son las encargadas de darle la forma del perfil, las cuales son montadas perpendicularmente sobre las vigas, es así que la estructura queda cubierta por la piel de aluminio.

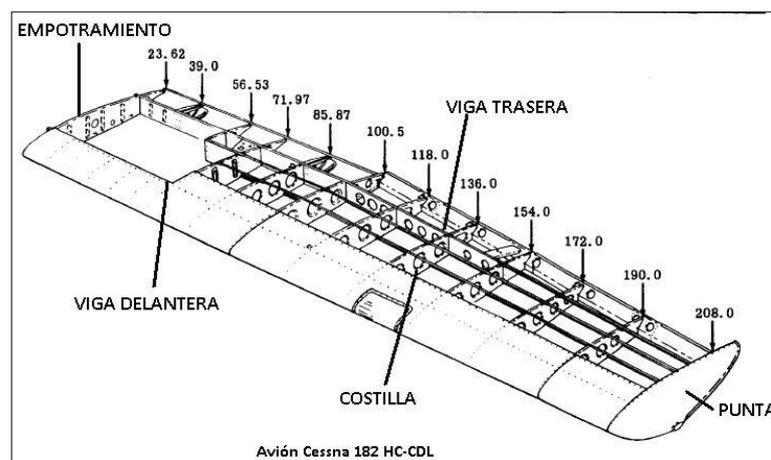


Figura 8 Partes estructurales de la semi ala del avión Cessna 182 HC-CDL

Fuente: (Service-Manual, 1962)

Las alas en su interior se apropian de órganos necesarios para mover los alerones, los flaps y compensadores, además son en ellas donde se encuentran los tanques de combustible, las luces de aterrizaje también se encuentran en el ala izquierda. Las partes del ala son las siguientes:

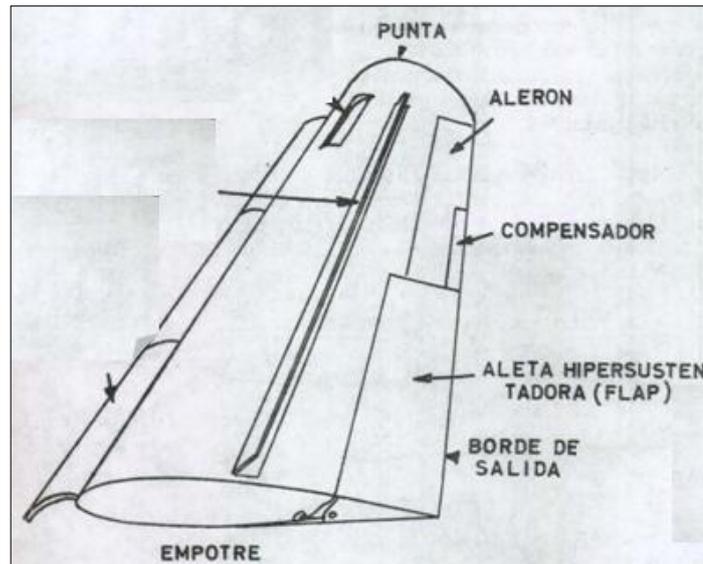


Figura 9 Superficies de la semi ala del avión Cessna 182 HC-CDL

Fuente: (Generalidades-DGAC, 1998)

En si el ala es la superficie que produce sustentación por el efecto del paso de aire a través del perfil que es su forma aerodinámica. Mientras tanto que el lugar donde choca el viento relativo es la curvatura frontal del perfil aerodinámico llamado borde de ataque y el borde de salida es el extremo posterior del perfil que termina en forma aguda. Los alerones son las superficies de control primarias que gobiernan los movimientos del avión sobre el eje longitudinal, cada semi-ala lleva uno y tienen movimiento alterno los cuales son controlados desde cabina. Los compensadores forman parte de las superficies secundarias de control que ayudan a la operación de los alerones, en el avión cessna 182 HC-CDL existen móviles los cuales son controlados desde cabina que ayudan en vuelo exclusivamente.

Los flaps o llamados técnicamente aletas hipersustentadoras son superficies móviles instaladas en el borde de salida que varía la forma del perfil aumentando el levantamiento y resistencia al avance lográndose así un freno aerodinámico.

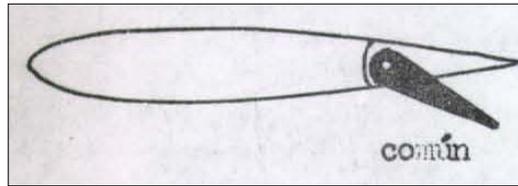


Figura 10 Tipo de flaps del avión Cessna 182 HC-CDL

Fuente: (Generalidades-DGAC, 1998)

2.5. Tren de aterrizaje

2.5.1. Función del tren de aterrizaje

(ESTEBAN-OÑATE, 2007) Explica en su libro que la función del tren de aterrizaje es absorber las cargas de aterrizaje, hasta un valor aceptable para las condiciones de resistencia de la estructura del avión. El tren de aterrizaje consta de dos conjuntos fundamentales: principal y auxiliar.

2.5.2. Tren de aterrizaje principal

En el avión Cessna 182 con matrícula HC-CDL el tren de aterrizaje principal soporta la mayor parte del peso del avión en tierra. Está constituido por dos conjuntos de una rueda cada uno ubicados en el eje longitudinal del avión. Además de esta rueda, el tren principal incluye otros mecanismos que cumplen funciones diversas en la operación del tren, tales como, frenos, y ductos hidráulicos.



Figura 11 Tren principal del avión Cessna 182 HC-CDL

Fuente: (Empresa Aerokashurco Cessna 182, 2013)

2.5.3. Tren de aterrizaje auxiliar

En esta aeronave el tren de aterrizaje auxiliar consiste en un conjunto de una rueda, está situada en la proa o conocida como en la nariz del avión, que completa la función de trípode.



Figura 12 Tren auxiliar del avión Cessna 182 HC-CDL

Fuente: (Empresa Aerokashurco Cessna 182, 2013)

2.5.4. Tipo de tren de aterrizaje

(ESTEBAN-OÑATE, 2007) Da a conocer en su compendio que los trenes de aterrizaje se clasifican por el número y disposición de ruedas, por sus características de articulación, por el sistema de suspensión, y por la geometría del sistema de suspensión.

2.5.5. Tipo por número y disposición de ruedas

Es la clasificación estándar. La tipología se establece por el número de ruedas que tiene el tren y por la geometría de su posición. La aeronave Cessna 182 por la geometría de posición de las ruedas se sitúa en el tipo de Tren triciclo que se aplica a la configuración de tres patas, una situada al frente (proa) y dos principales detrás.



Figura 13 Tren auxiliar del avión Cessna 182 HC-CDL

Fuente: (Empresa Aerokashurco Cessna 182, 2013)

El tren triciclo (con rueda en proa) presenta dos ventajas fundamentales detalladas de la siguiente manera:

- Mejora la visibilidad del piloto al exterior durante las fases de despegue, aterrizaje y maniobras en tierra.
- Mejora de la frenada del avión. En efecto, la frenada tiende a inclinar el morro del avión hacia adelante, aumentando el peso que soporta la pata delantera y con ello la reacción en el suelo.

Disposición en planta del tren triciclo:

El avión Cessna 182 HC-CDL posee la disposición de una rueda en proa y únicas en las patas principales

2.5.6. Tipo por características de articulación

(ESTEBAN-OÑATE, 2007) Manifiesta en su tomo que los trenes de aterrizaje también se clasifican en retráctiles y fijos, en atención a las características de articulación de sus componentes.

La aeronave Cessna 182 HC-CDL tiene el tren de aterrizaje fijo. Es un tipo de construcción que ofrece mayor resistencia aerodinámica al avance.

La idea es aceptar cierta pérdida de velocidad y "performances" del avión, con la contrapartida de menor coste y peso, simplicidad mecánica, y mantenimiento más fácil.



Figura 14 Tipo de tren fijo del avión Cessna 182 HC-CDL

Fuente: (Empresa Aerokashurco Cessna 182, 2013)

2.5.7. Requisitos del tren de aterrizaje

Se presenta una clasificación del tren de aterrizaje según los requisitos generales de este componente la cual se divide de la siguiente manera:

2.5.8. Requisitos operacionales

El "tren" debe soportar las cargas aerodinámicas y de inercia, los momentos que se producen durante el movimiento del avión en tierra.

2.5.9. Requisitos de protección

El más significativo en este campo, al que aluden tanto la normativa militar como civil, es la exigencia que la rotación de las ruedas cese por completo.

2.5.10. Requisitos de mantenimiento

No existen en las normas civiles requisitos expresos para el mantenimiento del tren, probablemente porque la propia competencia es suficiente para estimular el ingenio del fabricante en este campo.

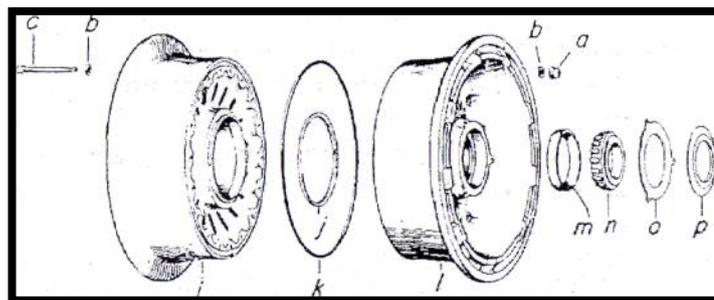
2.6. Ruedas

La rueda es el soporte circular sobre el que asienta el neumático.

Las ruedas que se montan en el avión cessna 182 HC-CDL deben cumplir cinco requisitos básicos:

- Resistencia a las cargas estática y de remolque máximas del avión
- Dimensiones adecuadas para acomodar el neumático preciso;
- Volumen interno suficiente para acomodar el sistema de frenos;
- Peso mínimo;
- Facilitar el cambio de neumáticos.

Las ruedas que se utiliza en esta aeronave son de llanta partida, se fabrican en dos mitades que se unen con pernos. Los pernos se aprietan con un par de apriete muy preciso.



Detalles, a) Tuerca autofrenable; b) Arandela; c) Perno; i) Semillanta interior; k, j) Juntas; l) Seirillanta exterior, m) Pista; n) Rodamiento de rodillos cónicos; o) Guardapolvo; p) Junta del guardapolvo.

Figura 15 Rueda del avión Cessna 182 HC-CDL

Fuente: (ESTEBAN-OÑATE, 2007)

Entre las dos mitades de la llanta se interpone una junta para eliminar las fugas de aire. La junta se impregna durante el montaje con un producto especial, a veces simplemente grasa. Cuando se aprietan las dos mitades de la llanta se forma un conjunto hermético. Las ruedas se fabrican en aleación de aluminio. Las ruedas de magnesio están prohibidas, han desaparecido del mapa aeronáutico por su facilidad de inflamación y de corrosión.

2.7. Neumáticos

(ESTEBAN-OÑATE, 2007) Descifra en su tomo que los neumáticos para aviación pueden ser convencionales y radiales. Su estructura interna es distinta, pero están constituidos por cuatro elementos fundamentales; talón, carcasa, flancos y banda de rodadura. Para la aeronave pequeña cessna 182 HC-CDL esta estructura no cambia.

2.7.1. Su Construcción

a) Talón

El talón es la parte más resistente del neumático. Está constituido por uno o más alambres de acero al carbono, de alta resistencia, embebidos en pliegues de caucho y capas de nylon ("lonas") que aíslan los alambres del resto de la carcasa. Todas las fuerzas que se producen en el neumático pasan por el talón. Los alambres de acero proporcionan la integridad geométrica del neumático. Con el neumático a presión el talón se fija en las pestañas de la llanta de la rueda.

b) Carcasa

La carcasa está formada por capas sucesivas de nylon revestidas de caucho. Dichas capas reciben el nombre de "lonas", en atención a los antiguos procedimientos de fabricación.

c) Banda de Rodadura

La banda de rodadura está fabricada en caucho y es la zona del neumático en contacto con el pavimento. La banda de rodadura sufre el desgaste por rozamiento. La superficie de la banda está provista de ranuras circunferenciales. Las ranuras forman el dibujo típico del neumático para aviación, luego que se han abandonado otros tipos. El dibujo de ranuras circunferenciales ha dado los mejores resultados desde el punto de vista de tracción, desgaste y características de dirección.

d) Flancos

Como su nombre indica, los flancos son las partes laterales de caucho del neumático, que se extienden desde la banda de rodadura hasta el talón.

2.8. Reparación estructural del avión Cessna 182 HC-CDL

Es de gran importancia que las reparaciones estructurales metálicas deben realizarse de acuerdo con las mejores técnicas disponibles porque las técnicas de reparación inadecuada pueden suponer un peligro inmediato o potencial. La fiabilidad de la aeronave Cessna 182 depende de la calidad del diseño, así como la mano de obra utilizados en la fabricación de las reparaciones.

El daño a las estructuras de aeronaves de metal es a menudo causado por la corrosión, erosión, la tensión normal, y los accidentes y percances. A veces las modificaciones de la estructura requieren un amplio retrabado estructural.

Las reparaciones estructurales se lo realizan bajo las especificaciones técnicas detalladas en el Service Manual revisión N°8, sección 19, Structural Repair.

2.8.1. Las fuerzas ejercidas en el avión cessna 182

La estructura de la aeronave debe estar diseñado para que acepte todas las tensiones impuestas por las cargas de vuelo y de tierra sin ninguna deformación permanente. Estas tensiones son consideradas como las que fluyen a través de la estructura, por lo que debe ser un camino continuo para ellos, sin cambios abruptos en áreas de sección transversal a lo largo del camino. Los cambios abruptos en las áreas de sección transversal de estructura de la aeronave que están sujetas a la carga de ciclo o tensiones resultan en una concentración de tensiones que puede inducir agrietamiento por fatiga y el fallo eventual.

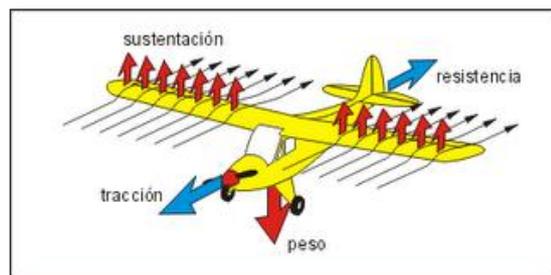


Figura 16 Fuerzas ejercidas en la aeronave

Fuente: (Pasion-por-volar, 2000)

Las fuerzas que actúan sobre la aeronave, ya sea en tierra o en vuelo, introducen tirar, empujar, o fuerzas de torsión dentro de los diversos miembros de la estructura del avión. Mientras que la aeronave está en el suelo, el peso de las alas, el fuselaje, motores, y el empenaje provoca fuerzas para actuar a la baja sobre las puntas de las alas y el estabilizador, a lo largo de los largueros y nervios, y en los mamparos y formadores. Estas fuerzas se transmiten de un miembro a otro causando flexión, torsión, tracción, compresión, y las fuerzas de cizallamiento.

2.8.2. Herramientas y máquinas para la construcción y reparación del Fuselaje

Estas herramientas y máquinas especializadas ayudan a la construcción o reparación técnica del fuselaje o lámina de metal, de manera más rápida y simple. Desarrollando la mano de obra, electricidad o aire comprimido, estas herramientas se utilizan para diseñar, marcar, cortar, o perforar el material.

➤ Herramientas de diseño

Antes de colocar las piezas de reparación en una estructura de la aeronave, las nuevas secciones deben ser medidos y marcados, o la disposición de las dimensiones necesarias para que la pieza sea reparada.



Figura 17 Herramientas de diseño

Fuente: (FAA-Handbook-vol1, 2012)

➤ Herramientas de corte

Herramientas de corte de metal con y sin motor disponibles para el técnico de aviación, incluyen varios tipos de sierras, cortadoras, cizallas, lijadoras y muescas.



Figura 18 Herramientas de corte

Fuente: (FAA-Handbook-vol1, 2012)

➤ **Herramientas de taller**

Debido al tamaño, el peso y / o la fuente de alimentación, las herramientas de taller son por lo general en una ubicación fija, y la parte del fuselaje que serán construidas o reparadas se lleva a la herramienta.



Figura 19 Herramientas de Taller

Fuente: (FAA-Handbook-vol1, 2012)

2.9. Aleaciones de Aluminio utilizadas en la aeronave 182 HC-CDL

Todas las aleaciones utilizadas en el avión poseen un código de identificación que consiste en un número que indica la particular composición de la aleación. También posee sufijos la cual se refiere a las designaciones de temperamento básicos y subdivisiones de las aleaciones que son

utilizadas en la reparación de la aeronave además de la construcción y se detallan a continuación:

2.9.1. Aleación 1100

De aluminio designada por el símbolo 1100 se utiliza cuando la fuerza no es un factor importante, pero donde se desea economía de peso y resistencia a la corrosión. Este aluminio se utiliza para depósitos de combustible, carenados, y los tanques de petróleo. También se utiliza para la reparación de puntas de las alas y tanques. Este material es soldable.

2.9.2. Aleación 3003

Es similar a 1100 y se utiliza generalmente para los mismos fines. Contiene un pequeño porcentaje de magnesio y es más fuerte y más duro que 1100 de aluminio.

2.9.3. Aleación 2014

Se utiliza para piezas forjadas de alta resistencia, placas, perfiles para los accesorios de la aeronave, las ruedas y los principales componentes estructurales. Esta aleación se usa a menudo para aplicaciones que requieren alta resistencia y dureza, así como para el servicio a temperaturas elevadas.

2.9.4. Aleación 2017

La aleación 2017 se utiliza para remaches. Este material está ahora en uso limitado.

2.9.5. Aleación 2024

Con o sin recubrimiento Alclad™, se utiliza para la estructura del avión, remaches, hardware, productos de tornillo de la máquina, y otras aplicaciones estructurales. Además, esta aleación se utiliza comúnmente para las piezas con tratamiento térmico, pieles de la superficie de sustentación y el fuselaje, extrusiones, y accesorios

2.9.6. Aleación 2025

Se utiliza para las palas de la hélice del motor.

2.9.7. Aleación 2219

Se utiliza para depósitos de combustible, revestimiento de la aeronave, y componentes estructurales. Este material tiene una alta resistencia a la fractura y es fácilmente soldable. Es también altamente resistentes al estrés, agrietamiento por corrosión.

2.9.8. Aleación 5052

Se utiliza cuando se desean buena trabajabilidad, muy buena resistencia a la corrosión, alta resistencia a la fatiga, soldabilidad y resistencia estática moderada. Esta aleación se utiliza para líneas de combustible, hidráulicos y de aceite.

2.9.9. Aleación 5056

Se utiliza para la fabricación de remaches y láminas de cable y en aplicaciones donde el aluminio entra en contacto con las aleaciones de magnesio. Aleación 5056 es generalmente resistente a las formas más comunes de la corrosión.

2.9.10. Aleación 6061

Es generalmente soldable por todos los procedimientos y métodos comerciales. También mantiene la dureza aceptable en muchas aplicaciones criogénicas. Esta aleación es fácilmente extruida y se utiliza comúnmente para la tubería hidráulica y neumática.

2.9.11. Aleación 7075

Aunque superior en fuerza de 2024, de la aleación 7075 tiene una tenacidad a la fractura inferior y se utiliza generalmente en aplicaciones de tensión donde la fatiga no es crítica.

2.9.12. Tratamientos térmicos a las aleaciones

El tratamiento térmico T6 de 7075 se debe evitar en ambientes corrosivos. Sin embargo, el temple T7351 de 7075 tiene una excelente resistencia a la corrosión bajo tensión y una mejor resistencia a la fractura que el tratamiento térmico T6. El temperamento T76 se utiliza a menudo para mejorar la resistencia de 7075 para exfoliar la corrosión.

2.10. Sujetadores estructurales

Los sujetadores estructurales utilizados para unir estructuras metálicas de forma segura, vienen en muchas formas y tamaños con muchos de ellos especializados y específicos para esta aeronave. Los elementos de fijación se dividen en dos grupos principales: remaches de vástago sólidos y elementos de fijación de propósito especial que incluyen remaches ciegos.

2.10.1. Remache de vástago sólido

El remache de vástago sólido es el tipo más común de remache utilizado en la construcción del avión Cessna 182. Se utiliza para unirse a las estructuras de la aeronave, remaches de vástago sólidos son uno de los tipos más antiguos y más confiables de sujetador. Ampliamente utilizado en la industria de fabricación de aeronaves, remaches de vástago sólidos son relativamente de bajo costo, elementos de fijación de instalación permanente. Son más rápidos de instalar que los tornillos y las tuercas ya que se adaptan bien a herramientas de instalación automáticas de alta velocidad. Los remaches no deben ser utilizadas en materiales gruesos o en aplicaciones de tracción, ya que sus resistencias a la tracción son muy bajas en relación con su resistencia al corte.

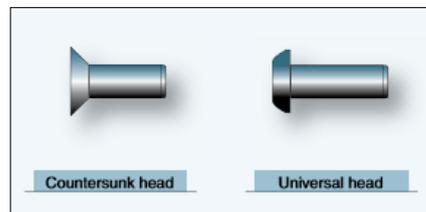


Figura 20 Estilos de remache con vástago sólido

Fuente: (FAA-Handbook-vol1, 2012)

2.10.2. Códigos de identificación

Los remaches sólidos se clasifican por su forma de la cabeza, por el material del que están fabricados, y por su tamaño. códigos de identificación utilizados se derivan de una combinación de la Norma Militar (MS) y sistemas aeroespaciales. Norma Nacional (NAS), así como un sistema de clasificación más antigua conocida como una de Ejército / Armada. Por ejemplo, el prefijo de MS significa ESTÁNDAR MILITAR que se ajusta a escribir las normas militares. Una letra o letras que siguen al código de forma de cabeza a identificar el material o aleación de la que se hizo el remache. El código de aleación es seguido por dos números separados por un guion. El

primer número es el numerador de una fracción, que especifica el diámetro de la espiga en treinta segundos de una pulgada. El segundo número es el numerador de una fracción en dieciseisavos de pulgada e identifica la longitud del remache. formas de la cabeza del remache y sus números de código de identificación se muestran en la Figura.

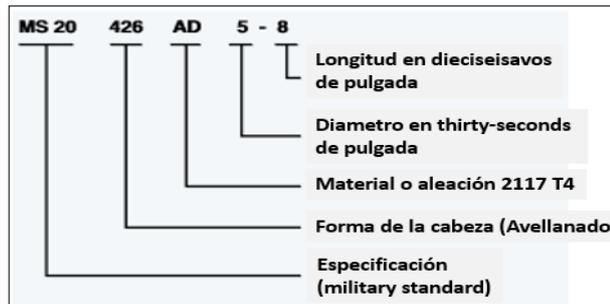


Figura 21 Identificación de los remaches

Fuente: (FAA-Handbook-vol1, 2012)

	Cabeza redonda	Cabeza plana	Cabeza embutida	Gota de sebo (calderería)	Cabeza embutida	Gota de sebo (calderería)	Universal
A 2 S Sin marca	AN430A* 	AN442A* 	AN426A 100° 	AN455A* 	AN425A* 78° 	AN456A* 	AN470A
AD A17ST Punzonado	AN430AD* 	AN442AD* 	AN426AD 100° 	AN455AD* 	AN425AD* 78° 	AN456AD* 	AN470AD
D 17ST Punto en relieve	AN430D* 	AN442D* 	AN426D 100° 	AN455D* 	AN425D* 78° 	AN456D* 	AN470D
DD 24ST Guión doble en relieve	AN430DD* 	AN442DD* 	AN426DD 100° 	AN455DD* 	AN425DD* 78° 	AN456DD* 	AN470DD
B 56S Cruz en relieve	AN430B* 	AN442B* 	AN426B 100° 	AN455B* 		AN456B* 	AN470B
C Cobre Sin marca	AN435C 	AN441C 	AN427C 100° 	AN420C 90° 	Cabeza embutida		
F Acero inoxidable Sin marca	AN435F 		AN427F 100° 				
M MONEL Sin marca	AN435M 	AN441M 	AN427M 100° 				
Acero Triángulo refundido	AN435 	AN441 	AN427 100° 	AN420 90° 	Cabeza embutida		

Figura 22 Identificación de los remaches

Fuente: (Nortrop-Aeronautical-Institute, 2016)

CAPÍTULO III DESARROLLO DEL TEMA

3.1. Introducción

El avión Cessna 182 con matrícula HC-CDL perteneciente a la empresa Aerokashurco de la ciudad de la Shell – Pastaza se encuentra accidentada, por lo que la gerencia ha decidido darle utilidad como un banco práctico de arranque de motor continental, en vista que se le determinó como pérdida total a la aeronave.

3.2. Condición de la aeronave

La aeronave después que sufrió el accidente se encuentra con varios golpes en su estructura, desmontados todos sus equipos y accesorios, sin los trenes de aterrizaje ni el sistema de frenado, en lo que concierne a al fuselaje permanece sin la puerta del piloto, copiloto y de carga, además en la parte interior se encuentra sin cabrilla, no posee los pedales ni sus ejes, al momento no consta con el panel de instrumentación, en la parte delantera no tiene el castillo que soporta al motor, desde la sección 140 se halla con golpes y perforaciones, su empenaje fue desmontado y desechado.



Figura 23 Estado de la aeronave Cessna 182 HC-CDL

3.3. Reconocimiento del fuselaje de la aeronave Cessna 182 con matrícula HC-CDL

El reconocimiento se lo realiza mediante el número de serie que es 18253822 señalado en el certificado de matrícula de la aeronave, en donde se detalla también la marca de nacionalidad y matrícula: HC-CDL, la marca y modelo: CESSNA 182-E, la categoría que corresponde a AERONAVE, la función: COMERCIAL, Nombre del propietario: AEROKASHURCO, dirección del propietario SHELL-PASTAZA, la firma del registrador y el director de Aviación Civil. ANEXO A

Además del certificado de matrícula también se verifico el certificado de aeronavegabilidad estándar en donde se detalla el lugar y fecha de emisión, la fecha de vencimiento y la firma del inspector de la Dirección de aviación civil. ANEXO B. La licencia de estación de radio del avión es otro documento indispensable de la aeronave que se refiere en el reglamento internacional de radiocomunicaciones. Y el certificado de seguros el cual es el N°.8108 donde se detalla el número de tripulantes:1, pasajeros:3, nibras:2, el límite de aeronavegación: Ecuador excluyendo Galápagos y la firma del jefe de seguros de la Dirección General de Aviación Civil. ANEXO C

Luego se procede a verificar en la parte física del avión, la cual consta con una placa remachada en la parte inferior izquierda del piso a la altura de la sección 30.0.



**Figura 24 Placa de identificación del fuselaje de la aeronave Cessna
182
HC-CDL**

3.4. Flujograma de desarrollo

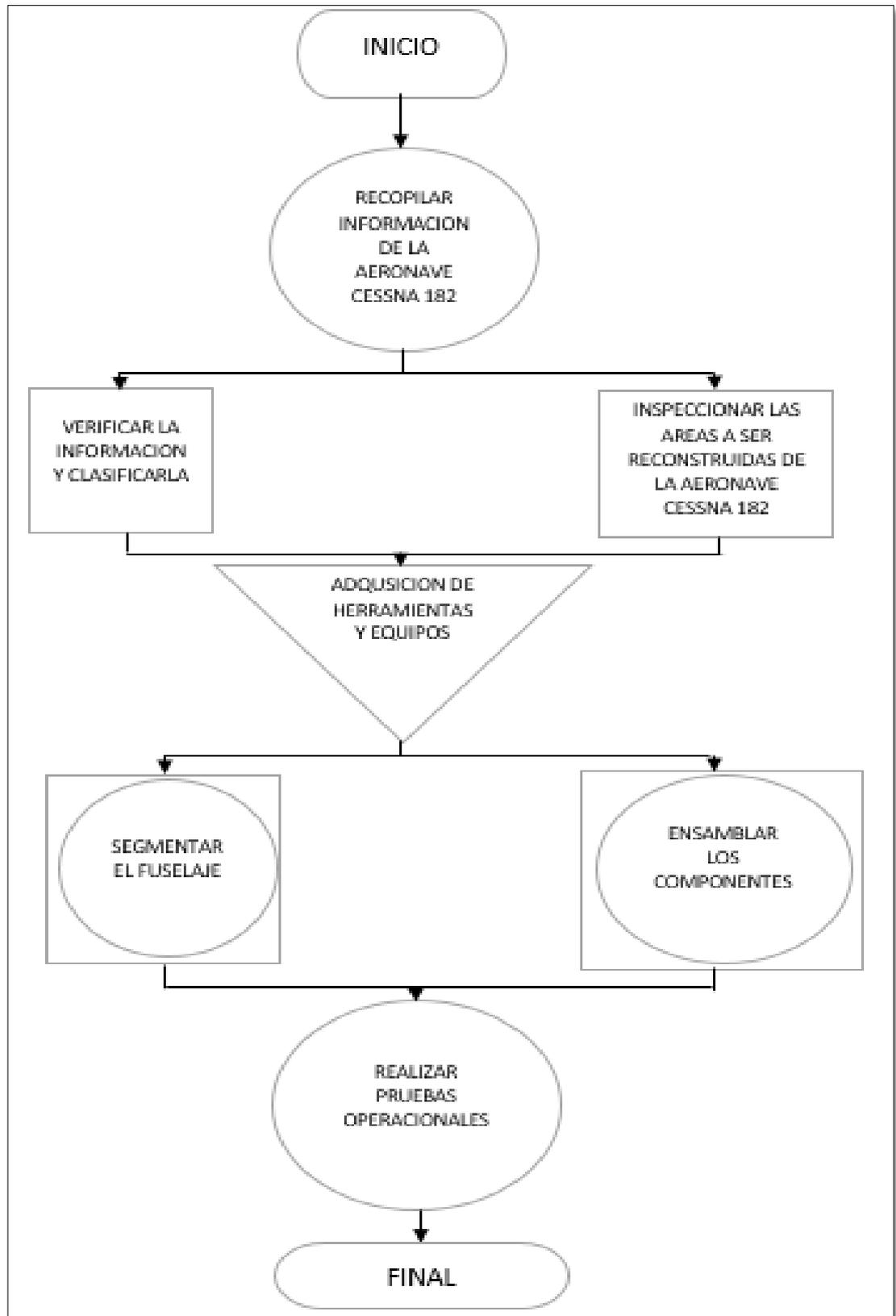


Figura 25 Flujograma de desarrollo de actividades

3.5. Segmentación del Fuselaje

Antes de proceder con el trabajo en si sobre el fuselaje se procedió a segmentar ya que el empenaje no realiza ninguna función tomando en cuenta que es un banco de pruebas para arranque del motor, la estación 140 es donde se realizó el corte, para lo cual se utilizó una pulidora, en la señalización de la piel fue necesario utilizar un flexómetro, las líneas de referencia se hicieron con cinta reflectiva. Claramente se puede deducir que existe un desbalanceo en la aeronave, para lo cual se sitúo en el centro de gravedad de la aeronave y tomando en cuenta el peso del motor, compensa la estabilidad e implementando unas alzas en los trenes de aterrizaje principal se lograra un balance adecuado para el banco de pruebas de arranque de motor.



Figura 26 Segmentación del fuselaje de la aeronave Cessna 182 HC-CDL

3.6. Reestructuración de la parte frontal del avión

Para la reestructuración de la parte frontal de la aeronave en la STA 0 a STA 1 es primordial establecer los parámetros de acuerdo al Service Manual N° D138-1-13, Rev 8, del 18 de mayo del 2015, sección 19. ANEXO E

3.6.1. Remoción de la piel Doubler-Forward

En la remoción de la pared de fuego fue necesario recurrir al catálogo de parte ilustradas Figuras 21 y 21B ANEXO F en donde se detalla las partes

por las cuales está constituida la pared de fuego y es de primordial apoyo para remover algunas partes de la aeronave entre las cuales se localiza el soporte del tren de nariz con su rodamiento, la base de sustentación del tren de nariz, y la válvula selectora del combustible de salida hacia el motor. En el proceso del desmontaje se utiliza un taladro neumático con brocas 3/32" y 1/8", botador y un martillo además del equipo de protección personal. Para empezar con la perforación de los remaches se realiza un punto en la cabeza del remache que sirve para guiar la broca en el medio, al taladro neumático se le posiciona a 90° en relación a la superficie, no se debe perforar el remache en su totalidad y la remoción de los remaches se realiza con un cincel y un martillo logrando así el procedimiento correcto.



Figura 27 Remoción de la piel Doublers – Forward de la aeronave Cessna 182 HC-CDL

3.6.2. Desmontaje de la lámina frontal inferior de la pared de fuego.

Una vez culminado con la remoción de la piel Doublers - Forward se procede a desmontar la lámina frontal inferior para lo cual se necesita un taladro neumático con brocas de 1/8", 3/32" y 5/32", un botador, un martillo y los EPP. Se va perforando remache por remache en lo posible consecutivamente de izquierda a derecha para que el despoje de la lámina sea más fácil y sin agarre de remaches ciegos. El taladro neumático se coloca a 90° con relación a la superficie mediante la previa guía realizada en el centro de la cabeza del remache, y con un ligero golpe se extrae las cabezas de los mismos.



Figura 28 Desmontaje de la lámina frontal inferior de la pared de fuego de la aeronave Cessna 182 HC-CDL

3.6.3. Reparación estructural desde la estación 0 a la 17 en la parte inferior de la aeronave

Se procede a realizar esta reparación debido a que para el montaje de la piel Doubler-Forward y la lámina frontal inferior de la pared de fuego es necesario contar con sus extremos bien posicionados y este es uno de ellos. Para esta reparación se desmonto la parte afectada para el cual se utiliza una pulidora con disco de corte, taladro con broca de 1/8", botador y martillo, consecutivamente se extrae la parte afectada de golpes y se realiza un parche con lamina de aluminio aleación 2014. Se procede a desarrollar el cálculo para las perforaciones y el remachado de la lámina de acuerdo al Service Manual N° D138-1-13, Rev 8, del 18 de mayo del 2015, Sección 19 página 19-23 ANEXO E

Consecuentemente se ubica el parche y por ende las perforaciones en donde va ser ubicada la piel, para la sujeción de las pieles se lo hace con sujetadores Wedgelock y el remachado se emplea con remache de cabeza universal AN470A de 1/8" utilizando una remachadora neumática con buterola de cabeza CROWN, y un troquel o aguantador.



Figura 29 Reparación estructural de la estación 0.0 hasta la estación 17.0 de la aeronave Cessna 182 HC-CDL

3.6.4. Montaje de la pared de fuego y la piel Doubler - Forward.

Para empezar con el montaje de la piel y la pared de fuego es necesario resaltar que las dos están unidas en gran parte de su superficie con remaches de vástago de $\frac{1}{2}$ pulgada y existen varios orificios los cuales están detallados en el catálogo de partes ilustradas Páginas 66, 67, 67C y 67D. ANEXO F

Una vez terminado el proceso de sometimiento a temperaturas altas al aluminio para que regrese a su estado natural de la estructura se procede a colocar las pieles con sujetadores Wedglock los cuales ayudan para que las pieles se moldeen a la estructura y con un guiador se puede coincidir las perforaciones de la estructura con los de las pieles. Posteriormente se utiliza remaches de cabeza universal AN470A y con la remachadora neumática A 90° y con cabeza crown de la butela se procede a remachar procurando que la buterola este en posición recta al golpe.



Figura 30 Montaje de la pared de fuego y la piel Doubler - Forward.

3.6.5. Decapado de la parte frontal de la aeronave

En el proceso de decapado de las pieles se necesitó una espátula plástica por la razón de que el material es de acero inoxidable y por lo tanto no se puede utilizar espátulas de metal que pueden ocasionar la pérdida de las propiedades del acero inoxidable. Luego se aplicó el removedor de pintura para poliuretano la cual se lo realiza con una brocha número 8 y para cuando actué dicho químico se remueve con la espátula plástica, después de haber desprendido la pintura es necesario la limpieza con solvente para eliminar los restos grasos que se genera por el decapado ya que estos afectan la adherencia de los nuevos recubrimientos.



Figura 31 Decapado de la parte frontal de la aeronave

3.6.6. Aplicación del primer en la pared de fuego

Una vez terminado el proceso del decapado se procede a verificar que las pieles se encuentren libres de toda grasa o algún elemento que prohíba la adherencia de la pintura, consiguientemente se prepara la pintura de fondo o primer la cual es de color ploma específicamente para la pared de fuego, de acuerdo al Service Manual, N° D138-1-13, Rev 8, del 18 de mayo del 2015, Sección 20, Painting, La mezcla EX2016 Primer es el adecuado para ser expuesto al material ya que este tipo es para acero inoxidable. ANEXO E

Se cierne con una seda sintética sobre el recipiente de la pistola, se tapa el recipiente y se procede a rosear sobre las pieles. Tomando un movimiento lateral, es decir de izquierda a derecha uniformemente para que el acabado sea perfecto.



Figura 32 Aplicación del primer en la pared de fuego

Hay que tomar en cuenta que aquí termina el proceso de acabado de la parte frontal de la aeronave puesto que no es necesario la aplicación de pintura como tal en vista que está expuesta a derrames de líquidos hidráulicos o combustible que proporciona el motor, y principalmente es la razón principal para que el material de construcción de la pared de fuego sea de acero inoxidable.

3.7. Mantenimiento del tren de aterrizaje auxiliar

3.7.1. Decapado del tren de aterrizaje

El decapado del tren de aterrizaje sirve para realizar una inspección visual y determinar si existe rajaduras o anomalías en el conjunto, para iniciar con el proceso se aplica removedor para poliuretano con una brocha sobre toda la superficie, se espera de 5 a 10 minutos para la acción del químico, y se procede a la remoción con una espátula plástica, hasta obtener el color del metal en toda la superficie y finalmente se limpia toda la extensión del conjunto con solvente químico logrando así la remoción total de la pintura.



Figura 33 Decapado del tren de aterrizaje

3.7.2. Aplicación del primer sobre el tren de aterrizaje auxiliar

El principal antecedente de la acción de pintar es la aplicación del primer el cual se realizó con la previa mezcla de fluidos: Ex2414 primer de lacado amarillo y Mil-t-6094^a Thinner en iguales proporciones como indica el Service Manual Sección 20, Painting, Página 20-1 ANEXO E. Con siguientemente se arroja la mezcla en la botella de la pistola neumática por medio de un cernidero previniendo así la introducción de escorias o basuras pequeñas, y se procede a rociar el primer sobre la superficie de arriba hacia abajo uniformemente con previo recubrimiento de las zonas en donde no debe ser aplicado, para obtener un buen fondo y que se adhiera la pintura próxima a someterse.



Figura 34 Aplicación del primer sobre el tren de aterrizaje auxiliar

3.7.3. Capado del tren de aterrizaje auxiliar

Una vez terminado con el procedo de aplicación del primer se procede a pintar para lo cual se recurre al Service Manual Sección 20, Painting, Página 20-2 ANEXO E en el párrafo 20-8 en donde se refiere a la aplicación de colores vinilo el cual es el color que será sometido el conjunto auxiliar del tren de aterrizaje, como en el proceso anterior, se inicia mezclando los dos fluidos es decir la pintura serie 82A de color vinilo y T-1866 de thinner vinyl en una proporción de 1:1, luego se ubica la mezcla en la botella del soplete por medio del cernidero y se procede a rociar la pintura sobre la extensión del conjunto de una manera uniforme de arriba hacia abajo, tomando las debidas precauciones y con el respectivo EPP del operario.



Figura 35 Capado del tren de aterrizaje auxiliar

3.7.4. Ensamble de las piezas pertenecientes al tren de nariz

Para el ensamble de las piezas y accesorios del tren de aterrizaje auxiliar es necesario recurrir al Service Manual sección 5 Landing gear en el cual se determina las instrucciones para el montaje del tren de aterrizaje de nariz específicamente en la página 5-16 hasta la pagina 5-33 ANEXO E también se consultó en el catálogo de partes ilustradas de la aeronave cessna 182, la cual está vigente para esta aeronave, esta ilustración se la encuentra en las páginas 112 y 113 en la figura 35A.- Nose gear shock strut assembly. ANEXO F. En la cual se determina las piezas a ser ubicadas en el conjunto, cada una con número de parte y número de serie. Se procuró ubicar accesorios nuevos en lugar de los deteriorados, pero en los que se encontraban en buen estado se realizó el mantenimiento respectivo y se volvió a colocar.



Figura 36 Ensamble de las piezas pertenecientes al tren de nariz

3.7.5. Mantenimiento de la rueda y neumático del tren auxiliar

Para realizar el mantenimiento de la rueda y neumático del tren de nariz fue necesario revisar el Service Manual sección 5 Landing Gear, página 5-26 ANEXO E en donde se puntualiza todas las partes de la rueda y neumático del conjunto auxiliar, para empezar con el mantenimiento se hizo la limpieza con químico de todos los componentes con previa inspección visual de los que se encontraban en buen estado como son los anillos simples, los anillos retenedores, los dos cubos de pernos, los dos espaciadores de eje el tubo de eje, y las dos mitades de rueda, una vez terminada la limpieza se procedió a revisar en el IPC el número de parte de los componentes que hacían falta como son los rodamientos, los tres pernos con arandelas planas y tuercas respectivamente para cada uno, los dos filtros selladores, y finalmente el neumático para empezar con la instalación de todos los componentes que según el procedimiento se pone en orden todos los accesorios y partes, luego se introduce los rodamientos en cada una de las mitades con sus respectivos anillos y filtros, se coloca la boya en dentro del neumático y se procede a ajustar los pernos en dirección que indica el manual que es de izquierda a derecha con referencia de la válvula, y con un torque de 65 a 110 libras por pulgada, posteriormente se realiza el abombado del neumático a 29 psi.



Figura 37 Mantenimiento de la rueda y neumático del tren auxiliar

3.8. Reparación estructural de la piel de recubrimiento inferior desde la sección 20.0 hasta la sección 65.33

Para realizar esta reparación estructural fue necesario recurrir al Service Manual sección 19 que trata de Structural Repair página 19-27 en donde se detalla acerca del fuselaje, ANEXO E el cual está construido por mamparos, largueros longitudinales, canales de refuerzo y recubrimientos de pieles, en este caso luego de sufrir el accidente la aeronave pequeña, tuvo golpes en la piel la cual en aviación debe ser cambiada en su totalidad pero por tratarse de ser un banco de pruebas se le sometió a un proceso de calor para que tome su forma normal y pueda ser reubicada nuevamente, para iniciar con este proceso es necesario mencionar que los materiales a utilizarse fueron: un taladro neumático con brocas de 1/8" , 5/16" y de ¼", un botador, un martillo de cabeza plana y un cincel. Se procedió a perforar los remaches con un ángulo de 90° con respecto a la superficie, iniciando con los remaches que se encontraban desde la izquierda a derecha. Luego se desprendió a la piel de los largueros longitudinales y los mamparos para realizar el proceso de calentamiento.



Figura 38 Reparación estructural de la piel de recubrimiento inferior desde la sección 20.0 hasta la sección 65.33

3.8.1. Reparación de los canales de refuerzo

Para la reparación de los canales de refuerzo o como comúnmente se los llama larguerillos de la sección 20.00 hasta la sección 65.33 fue imperioso recurrir al Service Manual N° D138-1-13, Rev 8, del 18 de mayo del 2015,

Sección 19, Structural Repair, página 19-19 ANEXO E en donde indica los parámetros a seguir para realizar el filler de las partes dañadas con sus dimensiones, en este caso se recurrió a la figura A-A que se refiere a que el primer remache se sitúa a $\frac{1}{4}$ del margen del borde y el ángulo es de aluminio 2024-T3 , el espacio entre remache es de $\frac{3}{4}$ " y AN470AD4 como número de parte, siguiendo estos parámetros se procedió a realizar los filler para cada uno de los canales de refuerzo.



Figura 39 Reparación de los canales de refuerzo

3.8.2. Reparación de los bulkheads

La reparación de los bulkheads o llamados también costillas se realizó de acuerdo al Service Manual N° D138-1-13, Rev 8, del 18 de mayo del 2015, Sección 19, Structural Repair, páginas 19-27 y figura 19-17, ANEXO E para lo cual se realizó un Filler de aluminio 2014-T3 Alclad con medidas de 10 cm de largo del canal del refuerzo, se limpia toda el área afectada y se realiza una curvatura en las esquinas de $\frac{1}{4}$ " de pulgada de radio, las perforaciones se realiza a $\frac{1}{4}$ " del margen y $\frac{3}{4}$ " de espacio entre remache, previamente se trató de enderezar lo máximo posible para que las costillas se encuentren en su estado normal. Luego se remacho con una remachadora neumática, con cabeza Crown y una buterola plana como aguantador, los remaches tienen número de parte AN470AD4.



Figura 40 Reparación de los bulkheads

3.8.3. Montaje de los componentes estructurales de estas secciones

Esta sección posee largueros longitudinales, mamparos, ángulos de refuerzo y la piel cobertor la cual es de aluminio que se encuentra detallado en el catálogo de partes ilustradas páginas 82, 83 en la figura 26. ANEXO F. En primer lugar, se coloca los mamparos inboard izquierdo y derecho respectivamente en el mamparo Assy estación 56.70 con remache NAS178-8-6 en los exteriores superior e inferior y con remache NAS178-8-5 en el medio del ángulo de refuerzo, mientras que los mamparos Outboard izquierdo y derecho se ubica en el mamparo Assy estación 56.70 con dos remaches NAS178-8-6 y un perno AN4-6A en cada uno. Luego se procede a ubicar temporalmente con sujetadores wedgelock (tomando en cuenta que estos ángulos de refuerzo se remachan conjuntamente con la piel de aluminio) los ángulos de refuerzo que se ubican entre los mamparos Assy de la estación 56.70 y los mamparos Assy de la estación 65.33. Finalmente se coloca los sujetadores wedgelock entre la piel, los mamparos Assy, y los ángulos de refuerzo, para proceder a remachar en las 4 filas exteriores con remaches NAS178-8-6Y en las dos filas intermedias con remaches NAS178-8-9



Figura 41 Montaje de los componentes estructurales
3.9. Rehabilitación del conjunto principal izquierdo del tren de aterrizaje.

Para la rehabilitación del tren de aterrizaje principal izquierdo fue necesario recurrir al Service Manual sección 5, landing gear, páginas, 5.1, 5.3, 5.4, 5.4a, 5.4b y 5.5. ANEXO E en las cuales se encuentran los lineamientos para realizar el ensamble de las piezas y su mantenimiento, con la diferencia que se realizó trabajos extras debido a la deformación por el golpe que sufrió el tren de aterrizaje.

3.9.1. Enderezamiento de la parte solida del conjunto

En la enderezada del tren principal izquierdo se utilizó una prensadora y un nivel para realizar la comparación respectiva, este proceso no está descrito en ningún manual ni artículo de aviación debido a que no es un proceso que contribuya a la aeronavegabilidad de la aeronave pequeña, pero debido a que será utilizado como un banco de pruebas se realizó esta operación sin darle carta operable al conjunto.



Figura 42 Enderezada del tren de aterrizaje principal izquierdo

3.9.2. Mantenimiento y reemplazo de partes del neumático

Para el mantenimiento y reemplazo de partes del neumático del tren de aterrizaje principal izquierdo se procedió a obtener la información del Service Manual sección 5, landing gear, páginas, 5.10,5.12,5.16, ANEXO E. En primer lugar se realizó el desmontaje de la rueda con un extractor rueda-neumático y se verificó todos los componentes del conjunto para lo cual el o-ring que se ubica entre las mitades de rueda no existía y se procedió a poner una nueva, mientras que las dos arandelas se les realizó una limpieza conjuntamente con los felt seal y los bearing cone los cuales después de la limpieza se engraso tomando los procedimientos obtenidos en el proceso educativo.



Figura 43 Mantenimiento y reemplazo de partes del neumático

3.9.3. Capado de la rueda izquierda

Para el proceso de capado de la rueda izquierda se verifica la información en Service Manual sección 20, Painting, páginas, 20.1, 20.2, ANEXO E. En primer lugar se aplica Primer el cual consiste en la mezcla de EX2414 de color gris primer y MIL-T-6094A de thinner en porciones iguales, luego con una seda sintética se cierra la mezcla y se arroja en la botella de la pistola neumática de pintar, para consiguientemente proceder a rociar sobre el material el cual previamente fue sometido a decapado y limpieza con solventes químicos, una vez terminado el proceso de aplicación de primer se espera hasta que se seque completamente, hasta mientras se prepara la pintura de color blanco serie 82 vinyl con T-1866 vinyl thinner en una

relación 1:1, se limpia completamente todos los componentes de la pistola neumática de pintar y se procede a cernir con una seda sintética la mezcla mientras se pone en el recipiente de la pistola. Finalmente se rosea la pintura sobre las mitades de rueda en un lugar apropiado tomando las medidas de protección respectivas y se le expone a un lugar de secado para obtener un acabado adecuado.



Figura 44 Capado de la rueda izquierda

3.10. Rehabilitación del conjunto principal derecho del tren de aterrizaje

En el conjunto principal derecho se realizó una leve rectificación de su estructura debido a que no sufrió mucho esfuerzo en el accidente de la aeronave para lo cual se utilizó una prensadora que consta de dos superficies planas, una vez realizado la comparación con un nivel se empezó a verificar la respectiva información en el Service Manual, Sección 5, Landing gear, páginas 5.4, 5.4A, 5.4B, 5.5 Y 5.6 ANEXO E. Se inspeccionó la Línea de frenos mediante una prueba con fluidos, en la cual existía una fuga y se procedió a colocar un ducto de bronce la cual cumple con los requerimientos necesarios, luego se procedió a cambiar la Axle por una en buen estado, consiguientemente se verificó la Wheel Fairing Bracket y las dos Wheel alignments shims y se realizó el montaje de estas partes según indica la figura 5-1 del Service manual. ANEXO E.



Figura 45 Rehabilitación del tren principal derecho

3.10.1. Mantenimiento y reemplazo de partes del neumático derecho

Se recurre al Service Manual, sección 5, Landing Gear, páginas, 5.10,5.12,5.16,ANEXO E, para el mantenimiento y reemplazo de partes del neumático derecho que como primer punto se efectuó la desintegración de la rueda con un la herramienta palanca separadora rueda-neumático y se procedió a verificar todas las partes de la rueda en la cual no se encontraba los rings principales por lo cual se colocó unos usados que se encontraba en buen estado y el resto de componentes se los limpio conjuntamente con los rodamientos los cuales se engraso y se procedió a colocar en el orden que indica el manual después de haber terminado el proceso de capado de las mitades de ruedas que se detalla a continuación debido que es un proceso diferente del mantenimiento de este componente, se ubica un lubricante especial en las pistas de los rodamientos para prevenir el capado de esta parte delicada ya que es en donde se ubican las partes de rodadura del neumático.



Figura 46 Mantenimiento y reemplazo de partes del neumático derecho

3.10.2. Capado de la rueda derecha

Para el proceso de capado de la rueda derecha se verifica la información en Service Manual, Sección 20, Painting, páginas, 20.1, 20.2, en primer lugar se aplica primer el cual consiste en la mezcla de EX2414 de color gris primer y MIL-T-6094A de thinner en porciones iguales, luego con una seda sintética se cierne la mezcla y se arroja en la botella de la pistola neumática de pintar, para consiguientemente proceder a rociar sobre el material el cual previamente fue sometido a decapado y limpieza con solventes químicos, una vez terminado el proceso de aplicación de primer se espera hasta que se seque completamente, hasta mientras se prepara la pintura de color blanco serie 82 vinyl con T-1866 vinyl thinner en una relación 1:1, le limpia completamente todos los componentes de la pistola neumática de pintar y se procede a cernir con una seda sintética la mezcla mientras se pone en el recipiente de la pistola. Finalmente se rosea la pintura sobre las mitades de rueda en un lugar apropiado tomando las medidas de protección respectivas y se le expone a un lugar de secado para obtener un acabado adecuado.



Figura 47 Capado de la rueda derecha

3.11. Montaje del tren de aterrizaje principal y tren de aterrizaje auxiliar.

El montaje se realizó según las especificaciones técnicas detalladas en el Service manual; Sección 5, landing gear, páginas 5-5, 5-6, ANEXO E, tomando en cuenta cada conjunto del tren de aterrizaje para obtener un nivel óptimo de soporte de la estructura de la aeronave pequeña.

3.11.1. Montaje de los dos conjuntos del tren principal de la aeronave.

Para el montaje de los conjuntos del tren principal se acudió al Service Manual, Sección 5, Landing gear, páginas, 5-5, 5-6, Figura 5-1 ANEXO E, en el cual indica la posición de los pernos en los support outboard landing gear del conjunto izquierdo y derecho las cuales constan cada uno con tres pernos que se especifican en el catálogo de partes ilustradas figura 26 páginas 82 y 83 ANEXO F, estos son ajustados desde la superficie del piso de cabina hacia abajo, cabe mencionar que en el conjunto izquierdo se colocó una alza la cual permita nivelar la aeronave pequeña en tierra este proceso no se detalla en ningún capítulo del manual en vista que no es permitido por los entes aeronáuticos. Para realizar este trabajo se necesitó de soportes metálicos con base de madera para tener un campo de trabajo cómodo, además de herramienta específica cómo es una copa 7/16" con palanca y aumento de 3/4" y una llave de boca de igual medida, un nivel para comprobar la estabilidad del aeroplano con relación al eje transversal y finalmente se da el torque de ajuste que es de 705 libras por pulgada.



Figura 48 Montaje del tren principal de la aeronave.

3.11.2. Montaje del tren auxiliar y sus componentes en la aeronave

Previo al montaje del tren auxiliar o de nariz se realizó un proceso de relleno de material con soldadura de aluminio en el torque arm assembly nose gear steering la cual tenía una parte de su superficie rota por el impacto que recibió, tomando en cuenta que no es un proceso aeronáutico aprobado, pero sin embargo tomando las medidas de prevención adecuadas se realizó dicho proceso, luego se realizó el montaje del conjunto tomando como referencia la figura 33 del catálogo de partes ilustradas páginas 104 y 105, ANEXO F, en el montaje se observó el desgaste de algunos implementos del torque links para lo cual se procedió a cambiar los spacers y realizar un mantenimiento de los pernos y tuercas además del grease fitting que es por donde se lubrica. Finalmente se colocó líquido hidráulico y presión de aire en el conjunto la cual debe tener 5 pulgadas ± 15 de extensión y una cantidad de un litro y medio de líquido hidráulico la cual es aeroshell fluido 41.



Figura 49 Montaje del tren de aterrizaje auxiliar

3.12. Sistema de frenos

El sistema de frenos hidráulicos consiste de dos cilindros master ubicados detrás de los pedales del piloto cada uno conectado con líneas de frenos a cada tren principal de aterrizaje mencionando que el tren auxiliar de aterrizaje no consta de sistema de frenos. Para realizar el respectivo mantenimiento y montaje del sistema de frenos fue necesario obtener la información respectiva del Service manual Sección 5 Landing gear, Brake systems páginas 5-33 hasta 5-39 párrafos 5-57 hasta 5-73. ANEXO E, y del catálogo ilustrado de partes páginas 286 hasta 293 figuras 71 y 72. ANEXO F.

3.12.1. Mantenimiento de los cilindros

Para realizar el mantenimiento de los cilindros master se realizó una previa limpieza con lubricantes de todas las partes las cuales consisten del cuerpo del cilindro, verificación del resorte del pistón, la cobertura del cilindro, el pistón y el clevis, para realizar este proceso de limpieza se utiliza wiped procurando extraer todo el fluido que podría causar daños, posteriormente se inspecciona las paredes del cilindro verificando que posee rajaduras o hendiduras.



Figura 50 Mantenimiento de los cilindros master

3.12.2. Mantenimiento del conjunto de los pedales

Se realizó un mantenimiento correctivo al dual brake hub debido a que se encontraba deformado por el golpe que sufrió, este procedimiento no es detallado en ningún artículo aeronáutico porque lo que certifica la aviación en el caso de deformación es inmediatamente el reemplazo por un nuevo conjunto, pero este proceso se lo realiza tomando las debidas precauciones es así que se procedió a enderezar el conjunto con una palanca y sujetándolo en la entenalla hasta corregir totalmente su deformación, luego utilizando el service manual sección 5, landing gear pagina 5-35 ANEXO E, se ubicó las partes del mismo con una limpieza previa de todos estos componentes encontrándose con algunas ausencias de estos para lo cual se indagó en el catálogo ilustrado de partes pagina 292 figura 72 ANEXO F, en la cual con cada número de parte y la descripción se buscó todos los componentes, finalmente se elaboró dos ejes que se ubican entre el pedal, el dual de freno y el cilindro master, realizando dos perforaciones a cada extremo para introducir los cotter pin.



Figura 51 Mantenimiento de los pedales de freno
3.12.3. Inspección de los ductos del sistema de frenos

Se realizó una inspección visual de las cañerías internas del sistema de frenos para lo cual es necesario tomar en cuenta que está constituido el sistema por ductos rígidos y flexibles, los ductos flexibles se encuentran detrás de los pedales del piloto los cuales solo se encontró oxidados las uniones de los fittings hacia los ductos para lo cual se cambió, en cuanto a los ductos rígidos que se encuentran entre la piel cobertor de la sección 17.00- 65.00 y el piso se encontraban en estado óptimo las cuales se inspeccionaron en el desmontaje de esta piel, mientras que los ductos

rígidos que se ubican externamente sobre la superficie de los conjuntos del tren de aterrizaje principal tuvieron que ser reemplazados en vista que tenían fisuras para lo cual se utilizó ductos de cobre mencionando que los ductos principales son de aluminio, pero realizando un estudio de propiedades mecánicas se concluyó que el cobre puede reemplazar al aluminio debido al fluido hidráulico que será inducido por estas líneas, finalmente se acoplo los fittings hacia las cañerías de cobre y se acoplo al sistema de frenos.



Figura 52 Inspección de los ductos del sistema de frenos

3.12.4. Mantenimiento de las cámaras de freno

En primer lugar, para el mantenimiento de las cámaras de freno es necesario mencionar que mediante un STC (Supplemental Type Certificate) las cámaras de freno fueron reemplazados por otro tipo de componente es así que se detalla en el Major Repair and Alteration formulario aprobado N° 21200020 ANEXO H, por lo que no fue necesario el service manual, entonces se procedió a limpiar los componentes de las cámaras de freno, para lo cual se utilizó solventes y presión de aire para el desmontaje de los pistones y sus respectivos o-ring, los pernos debieron ser cambiados por unos nuevos los cuales tienen un numero de parte AN4H16A al igual que los fittings de las dos cámaras que tienen número de parte AN815-4D, el resto de componentes se le dio su respectivo mantenimiento, en el caso de las pastillas de freno se tuvo que cambiar por nuevas para lo cual fue necesario 4 remaches de pastillas y dos anchor bolt, finalmente el proceso de mantenimiento tuvo como terminación el acople hacia el disco de freno de cada rueda.



Figura 53 Mantenimiento de las cámaras de freno

3.12.5. Instalación del sistema de frenos

Después de realizar el mantenimiento de los diferentes componentes se procedió a la instalación de todo el sistema de frenos para lo cual fue necesario recurrir al catálogo de partes ilustradas Figura 71 Brake System Installation y figura 72 Brake pedals installation, ANEXO F, en las que se detalla cada línea de freno hacia sus respectivos acoples recalcando que se inició con la instalación de los pedales de piloto con la respectiva armadura que une con los cilindros master, posteriormente se aseguró los cilindros master hacia la estructura, con los bearing half outboard se compacto el eje dual de los pedales hacia la base de la superficie, en lo que concierne a los ductos se ajustó con el respectivo torque ya sea de los ductos flexibles que se encuentran en la parte delantera hasta los ductos rígidos ubicados en la parte de la sección 17.00 hasta la sección 65.00 y sobre la superficie de cada conjunto del tren de aterrizaje principal, ubicando los fittings en cada cámara de freno se acoplo hacia sus diferentes ductos aclarando que estos fueron reemplazados por material de cobre, y se empezó a inducir liquido hidráulico en todo el sistema el cual es Aeroshell Fluid 21 MIL PRF S-606 2D1. Finalmente se elaboró una tabla de pruebas operacionales, a realizarse una vez terminado la adecuación de cabina.



Figura 54 Instalación del Sistema de Frenos

3.13. Mantenimiento de las puertas de cabina

Las puertas de cabina sufrieron varios golpes tras el accidente por la cual la puerta de copiloto se reemplazó por una en mejor estado, aunque se realizó cambios de tapizado, en si a las dos puertas se perforo en sus remaches para tratar de nivelar la superficie del componente y volver a remachar con remaches de vástago solido AN430A, en lo que se refiere a la puerta izquierda en la palanca de abrir y cerrar la puerta se realizó una limpieza de las dos arandelas, el filtro y el resorte de palanca, también se ubicó bien el seguro de amortiguación de la puerta, este proceso se realizó mediante el catalogo de partes ilustradas Figura 41 Left cabin Door assembly ANEXO F, verificando que se ubique todos los componentes del conjunto. En lo que se refiere a la puerta derecha de cabina se hizo un relleno con soldadura de aluminio en el hinge upper stationary y en el hinger lower puesto que se encontraban rotas, este proceso no es aprobado por entes aeronáuticos pero sabiendo que es para utilidad como banco de pruebas, es accesible este procedimiento, luego se elaboró un eje pasador para asegurar la puerta y se verificó que posee todos los componentes mediante el catálogo de partes ilustradas figura 42 A Right cabin door assembly, ANEXO F.



Figura 55 Mantenimiento de las puertas de cabina

3.14. Sellamiento de agujeros en las partes laterales superiores desde la sección 30 hasta la sección 90.

Este proceso se lo realizo con la finalidad de prevenir el filtramiento de agua o sustancias inmersas en el ambiente obteniendo así un cuidado de los componentes internos de cabina y para la facilidad de limpieza de la aeronave pequeña externamente, principalmente se selló los agujeros por los cuales se ubican los sujetadores de fuselaje a las alas, que es donde existen mayores agujeros, para lo cual se utilizó tapas de inspección a las cuales se cortó en forma geométrica de cada agujero y se procedió a perforar con una broca de 1/8" con tres agujeros en cada esquina para luego ser remachados con remaches de vástago solido AN320A, cumpliendo así con la forma estética del banco de pruebas.

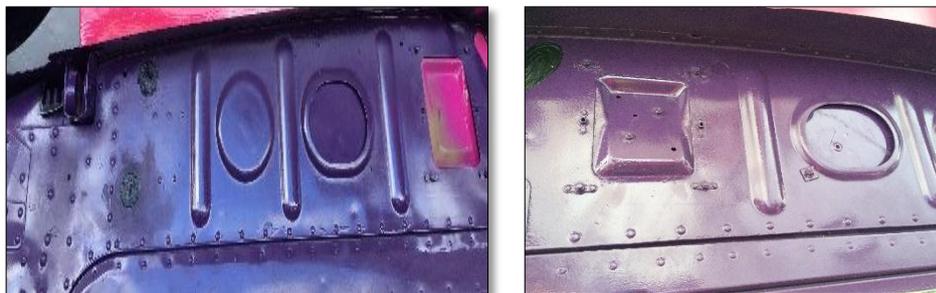


Figura 56 Sellamiento de agujeros en las partes laterales superiores
3.15. Reparación estructural de la lámina inferior sección 100- 124

Para realizar esta reparación estructural fue necesario recurrir al Service Manual sección 19 que trata de Structural Repair página 19-27 ANEXO E, en donde se detalla acerca del fuselaje, el cual está construido por mamparos, largueros longitudinales, canales de refuerzo y recubrimientos de pieles, en este caso luego de sufrir el accidente la aeronave pequeña, tuvo golpes en la piel la cual en aviación debe ser cambiada en su totalidad pero por tratarse de ser un banco de pruebas se le sometió a un proceso de calor para que tome su forma normal y pueda ser reubicada nuevamente, para iniciar con este proceso es necesario mencionar que los materiales a utilizarse fueron: un taladro neumático con brocas de 1/8", 5/16" y de 1/4", un botador, un martillo de cabeza plana y un cincel. Se procedió a perforar los remaches con un ángulo de 90° con respecto a la superficie, iniciando con los remaches que se encontraban desde la izquierda a derecha. Luego se desprendió a la piel de los largueros longitudinales y los mamparos para realizar el proceso de calentamiento.



Figura 57 Reparación estructural de la lámina inferior sección 100-124

3.16. Reparación estructural de la puerta de equipaje.

Se reparó la puerta de equipaje debido que es el lugar accesible de control de la batería en este banco de pruebas, en la cual se perforo los remaches de la parte de inferior para realizar la curvatura de sellamiento con el fuselaje, consiguientemente se desmonto el tapizado para poder dar leves golpes desde adentro hacia afuera y tratar de que su superficie regrese a su

forma natural, en las hendiduras donde se colocan las bases de las bisagras se implementó dos refuerzos las cuales ayudan a la rigidez del material y poder soportar el peso de la puerta, el procedimiento técnico se detalla en el Service Manual Sección 3: Fuselage, Páginas 3-8, 3-9, ANEXO E, finalmente se inspeccionó el bracket baggage door latch la cual simplemente se realizó una limpieza de la tuerca de 1" pulgada del cam door igualmente de una pulgada y el gancho sujetador de la puerta controlando que se encuentren todas las partes de este componente mediante el catálogo de partes ilustradas Figura 44 Baggage Door Installation ANEXO F.



Figura 58 Reparación estructural de la puerta de equipaje

3.16.1. Reparación de las bisagras y montaje de la puerta

Las bisagras de la puerta se encontraban torcidas debido a que estas se desprendieron de la puerta en el accidente y por ende sufrieron un gran esfuerzo mecánico, como no se contaba con nuevas bisagras se tuvo que utilizar las mismas, primero se rellenó los agujeros que se encontraban en el material con soldadura de aluminio, luego se perforo por donde se ubican los pernos de agarre a la puerta, con un martillo de goma se dio suaves golpes sobre las superficies de la bisagra y con una bisagra en buen estado se fue verificando su rectitud y el ángulo de curvatura que debe tener para el acople correcto de la puerta hacia el fuselaje, una vez concluido con ese proceso se colocó las bisagras primero en la puerta debido a la comodidad de trabajo con 4 pernos AN3-6A, cada perno con 2 rodela planas a cada lado y una tuerca MS 2121044N3, luego se ubica en los soportes del fuselaje con un

pin clevis en cada bisagra y un pin cotter debajo de cada uno terminando así el proceso de montaje de la puerta de equipaje.



Figura 59 Reparación de las bisagras y montaje de la puerta

3.17. Ubicación de las micas en las ventanas de la aeronave pequeña

La ubicación de las micas se realizó en base al Service Manual Section 3: Fuselage, páginas 3-3 hasta 3-5 ANEXO E y mediante el catálogo de partes ilustradas Figura 28: Rear window installation, ANEXO F, en vista que se encontraban rotas las micas de la ventana lateral izquierda, y de las ventanas traseras izquierda y derecha respectivamente.

3.17.1. Ubicación de la mica en la ventana lateral izquierda

En la ventana lateral Izquierda se utilizó una mica de 3 mm de grosor dado en que su curvatura no es muy angular y se la puede acomodar en los lineamientos de la ventana, primero se realizó los trazos respectivos tomando como referencia primero el molde que se elaboró en cartulina, ya que no tiene una figura establecida la ventana, luego se procedió a cortar con mucho cuidado el material, utilizando una sierra de dientes finos, finalmente se colocó en la ventana con sus respectivos retenedores que posteriormente se remachó con remaches de cabeza universal y de vástago de $\frac{1}{4}$ " , finalmente se limpia la mica procurando extraer todos los restos de grasa sobre su superficie.



Figura 60 Ubicación de la mica en la ventana lateral izquierda

3.17.2. Ubicación de las micas en las ventanas posterior izquierda y derecha respectivamente

En la instalación de las micas en las ventanas posterior izquierda y derecha se presenta la dificultad de la curvatura para lo cual se utilizó mica de 1 ½ mm de grosor, en primer lugar, se realizó un molde con cartulina de los dos lados en vista que el ángulo de curvatura varia en mínima proporción, luego se cortó la mica en las medidas necesarias con una hoja de sierra de dientes finos, procurando no forzar al material, luego se amolda hacia las ventanas con los retenedores, los cuales ayudan a que las micas se moldeen y no se rompan, finalmente se ubico remaches de cabeza universal y vástago de ½” para sujetar los retenedores y así terminar con la ubicación de las micas en las ventanas.



Figura 61 Ubicación de las micas en las ventanas posteriores de la aeronave

3.18. Capado del fuselaje de la aeronave pequeña

Este procedimiento se lo realiza bajo las instrucciones técnicas obtenidas del Service Manual Section 20: Painting, páginas 20-1 hasta 20-3 ANEXO E, en la cual se detalla la aplicación de primer sobre el fuselaje al igual que la aplicación de la pintura.

3.18.1. Remoción de la pintura

Se remueve la pintura existente en la superficie de la aeronave con la aplicación del removedor Nervión AF 1400 hoja técnica en ANEXO I, que está compuesto de solvente clorado, activadores y cera, con una brocha numero 14 dando una suave capa sobre el material, luego se espera de 15 a 20 minutos hasta que brote la pintura para proceder a raspar con una espátula plástica, se repitió tres veces este proceso hasta procurar dejar toda la superficie en color propio del metal, luego se lijó con una lija 120 hasta lograr tener listo el metal para ser expuesto a pintura, es decir lijando todas las hendiduras existentes con previa aplicación de masilla recalcando que no es un proceso aeronáutico pero dada las circunstancias que es un banco de pruebas, se puede realizar este proceso.



Figura 62 Remoción de pintura

3.18.2. Aplicación de primer sobre el fuselaje

Para la aplicación del primer se selecciona en primer lugar el tipo que en este caso es la mezcla de primer EX2414 primer plomo y MIL-T-6094A de

thinner ANEXO I, las cuales deben ser mezcladas en iguales proporciones para un correcto roseado hacia la superficie del aeroplano, primero se ubica cobertores hacia los parabrisas, ventanas y todo componente que no vaya a ser expuesto a pintura de la aeronave para lo cual se necesitó de cinta adhesiva reflectiva y papel periódico, se pasa un trapo humedecido de thinner sobre toda la superficie del avión y se procede a rosear la mezcla del primer, tomando las debidas precauciones del operador.



Figura 63 Aplicación de primer sobre el fuselaje

3.18.3. Aplicación de la pintura sobre el fuselaje

Después de esperar el secado total del primer expuesto hacia el fuselaje se procede a preparar la pintura que por los colores de la empresa y el consentimiento del gerente se escogió el color morado para la cual es de color vinyl que se mezcla con T-1866 thinner de vinyl en una relación de 1:1, después de obtener un espesor apto para la aplicación, se procede a cernir la mezcla mediante una seda sintética al momento de echar sobre el recipiente de la pistola neumática de pintar, luego se procedió a rosear la pintura desde la parte posterior de la aeronave hacia la parte frontal, con movimientos de izquierda a derecha y en el caso de la capa de aluminio inferior de la posición en que se pueda pintar, tomando para la cual las debidas precauciones, utilizando los equipos de protección personal.



Figura 64 Aplicación de pintura sobre el fuselaje

3.18.4. Pintado del logotipo de la empresa sobre el fuselaje

Como toda aeronave de la empresa, se realizó a pintar el logotipo de la misma sobre el fuselaje de este banco de pruebas para lo cual se necesitó de la plantilla que debe tener medidas ya proporcionadas para este tipo de aeronave pequeña, el distintivo consta de la palabra AEROK con un ala a cada lado y en el medio superior la palabra AEROKASHURCO. El color fuxia es el color que combina con el resto de aeronaves por lo tanto se pintó de este color en los dos lados laterales de la aeronave.



Figura 65 pintado del logotipo de la empresa

3.19. Sistema de combustible

El sistema de combustible de la aeronave pequeña Cessna 182 E con matrícula HC-CDL se detalla en el Service Manual sección 13 Fuel Systems páginas 13-1 hasta 13-11 ANEXO E y principalmente en el manual propio del avión que es el Owner's manual Fuel System Figura 1-1, ANEXO G,

para lo cual es meritorio recalcar que este banco de pruebas no cuenta con las alas porque no cumple ninguna función, y es aquí en donde se ubican los tanques de combustible respectivamente, para lo cual se implementó una caja reservorio del tanque que se detalla a continuación. Tomando en cuenta que con la extracción del empenaje del avión y las alas, se compensa el peso y para la ubicación de la caja reservorio se tomó medidas desde el centro de gravedad del avión que para calcular se traza rectas desde los vértices de cada tren de aterrizaje formando un triángulo debido a que ahí se concentra el peso de toda la aeronave y se verifico la factibilidad de ubicar en la parte superior incluso para el correcto abastecimiento de combustible que es por gravedad.

3.19.1. Elaboración de una caja reservorio para el tanque

Este tanque se lo construyó en lámina de acero de 1 ½ mm de grosor la cual tiene unas medidas acordes al lugar en donde se ubicó que es en la parte superior de la cabina, puesto que la alimentación del combustible hacia el motor es por gravedad y por ende es el lugar más adecuado para ubicarlo, en la caja reservorio se utilizó soldadura eléctrica un cincel y un martillo, un flexómetro, un nivel, y electrodos 6011. Cabe mencionar que la fabricación de este componente no es admitido por ningún ente aeronáutico y por lo tanto no es detallado en ningún artículo de aviación. El tanque tiene 40" de ancho por 30" de largo y una altura de 5", además posee de una tapa la cual está constituida por dos bisagras y una manija con seguro en caso de querer limpiar el tanque de combustible, o a su vez gasear.



Figura 66 Elaboración de una caja reservorio para el tanque

3.19.2. Capado de la caja reservorio

El capado de este tanque reservorio se lo realizó sin ninguna especificación técnica en vista que no es un componente aeronáutico, para lo cual se roció primer de color gris de poliuretano, este primer es una mezcla del fondo con thinner, utilizando una seda sintética para cernir la mezcla previniendo el ingreso de partículas dañinas al reservorio de la pistola neumática de pintar, posteriormente se expande el primer sobre la superficie de todo el componente, una vez terminado este proceso de aplicación de primer se procede a esperar el secado mientras tanto se realiza la mezcla de 82 series Vinyl colors fuxia, la cual se detalla en el Service manual Section 20 Painting páginas 20-2, 20-3 ANEXO E, que indica que se debe mezclar con thinner T-8666 de la misma manera se cierne la mezcla con seda sintética y se procede a pintar, el color fuxia se escogió debido al alcance de la empresa y netamente decisión del gerente, pero como información técnica este tanque de combustible debería ser pintado de color amarillo puesto que todo componente extra del avión se pinta de dicho color.



Figura 67 Capado de la caja reservorio

3.19.3. Inspección de las válvulas

La inspección de las válvulas se las realizo mediante la información obtenida del owner's manual Figura 1-1 ANEXO G, que indica que posee las válvulas check en cada tanque pero como en este caso no consta con los tanque no es accesible verificar esas válvulas, posteriormente se

inspecciono la Fuel selector valve que se encuentra debajo del piso de cabina, su funcionamiento estaba correcto mencionando que el tanque incorporado es conectado por todas las líneas de combustible es así que siempre va a funcionar en both on, posteriormente se verifico el funcionamiento del fuel stariner drain valve el cual es de mucha importancia en vista que puede existir restos de agua y partículas sucias en el combustible y por medio de esta válvula se puede drenar y evitar el mal abastecimiento de combustible hacia el motor. Así finalizo con la inspección visual de las válvulas inmersas en este sistema.



Figura 68 Inspección de las válvulas inmersas en el sistema de combustible

3.19.4. Inspección de ductos

Una vez terminado con la inspección de las válvulas se procedió a verificar los ductos, en las cuales este sistema consta con ductos rígidos y flexibles. Es así que se detectó la falta de ductos flexible a la salida de la válvula selectora para lo cual se procedió a cambiar por ductos similares acoplando los diferentes fittings, siguiendo las líneas del sistema se encontró una cañería rígida en malas condiciones para lo cual se procedió a cambiar por una cañería elaborada con similitud a la original realizando así cortes exactos de la longitud del ducto y acoplándolo a los fittings necesarios para que llegue así hasta las salidas del tanque incorporado.



Figura 69 Inspección de los ductos del sistema de combustible

3.19.5. Implementación del tanque en la aeronave

Para la implementación del tanque reservorio de combustible en la aeronave se realizó varias perforaciones sobre la piel cobertor superior de cabina las cuales consistieron de dos agujeros en la parte delantera una a cada lado con broca de 3/8" al igual que dos perforaciones con la misma medida de broca en la caja reservorio, ahí se sujetó con pernos y tuerca de 3/8" con un vástago de media pulgada, el mismo procedimiento se realizó en la parte posterior de la caja procurando así la estabilidad del tanque tomando en cuenta que estar sometido a vibraciones de la aeronave, para la conexión de los ductos hacia el tanque se realizó dos perforaciones, uno en la parte lateral izquierda y otra en la parte lateral derecha de la caja por los cuales sale dos tomas del tanque que se conectó hacia los ductos provenientes del sistema, esta conexión se realizó mediante pegas especiales y correas sujetadoras de metal logrando así estéticamente un adecuado implemento del tanque hacia las líneas de combustible.



Figura 70 Implementación del tanque en la aeronave

3.19.6. Instalación del sistema de combustible

Una vez terminado con el proceso de inspección de válvulas, de ductos y la correcta implementación del tanque reservorio de combustible, se procede a conectar todos los componentes el cual empieza el sistema en la salida del tanque hacia las líneas o ductos , utilizando unos fittings se conecta los ductos rígidos hacia los flexibles pasando por la válvula de drenaje se conecta hacia el engine primer que tiene una salida hacia el motor y otra salida desde la válvula hacia el selenoide de disolución de aceite que también sale de esta hacia el motor, posteriormente llegan los ductos hacia el carburador de la cual sale una conexión hacia el throttle y otra hacia el mixture control knob, terminando así con la instalación del sistema de combustible hasta esperar realizar las pruebas operacionales una vez terminado el montaje del motor.



Figura 71 Instalación del sistema de combustible

3.20. Montaje de la cabrilla

El montaje de la cabrilla se lo realizo mediante la información obtenida del catálogo de partes ilustradas Figura 74B: Control Wheel, ANEXO F, para lo cual se inició con la búsqueda de los componentes que consisten en un collar, tres tornillos, el emblema de la cabrilla y el componente en sí, en primer lugar se limpia el eje de transmisión de movimiento con un disolvente procurando retirar todos los residuos de grasa, posteriormente se ubica la cabrilla en el eje coincidiendo con los agujeros por donde se introducen los

tornillos, una vez ajustado los tornillos se ubica el emblema del componente ubicándolo con pega silicona, el montaje de este componente se lo realizo más por estética, en vista que no cumplirá ninguna función en este banco de pruebas.



Figura 72 Montaje de la cabrilla

3.21. Aplicación de Primer en el interior de la cabina

En vista que se retiró el recubrimiento de protección entre el tapizado y la piel de aluminio, se aplicó el primer por todo el espacio interno de metal, es decir, las pieles laterales izquierda y derecha debajo del panel de navegación y debajo de las ventanas laterales, además del piso en su totalidad, este proceso se realizó bajo el Service Manual, Section 20: Painting, páginas 20-1, 20-2, ANEXO E, en la cual se mezcló EX2414 verde laquer primer y MIL-T-6094A thinner en iguales partes, las cuales se las cieron con una seda sintética sobre el recipiente de la pistola neumática de pintar, consiguientemente se rosea la mezcla sobre las superficies con el previo recubrimiento de las micas y los demás componentes que no son pintados, cabe mencionar que este primeado es la última capa aplicada sobre esta superficie, ya que no es necesario ser pintado de algún color.



Figura 73 Aplicación de primer en cabina

3.22. Tapizado de la cabina

Una vez terminado el proceso de aplicación de primer, se procedió a ubicar el tapizado, para lo cual se realizó una limpieza previa de todos los tapizados existentes, incluso en el carenado de la piel lateral izquierda se realizó una reparación con fibra de vidrio puesto que estaba rota, en los demás tapizados se realizó la limpieza con solventes tratando de eliminar todas las manchas y residuos grasos, luego se procedió a pintar los tapizados de color blanco para darle más brillo a la cabina, cabe mencionar que el material del tapizado es propiamente de aviación y por ende posee propiedades térmicas y técnicas, los sujetadores a utilizar fueron tornillos con rodela plana dependiendo el lugar en donde se los ubicaba, posteriormente la parte superior al término del parabrisas frontal se sujetó hacia los ganchos propios del fuselaje, dándole así un temple al material de tapizado, en lo que se refiere al piso, se pegó velcro a cada lado de los rieles es decir 8 cintas para ubicar la cuerina sobre el piso terminando así el tapizado de pieles laterales, posteriores, superiores e inferiores.



Figura 74 Tapizado de cabina

3.23. Montaje de los asientos

La ubicación de los asientos se lo realizó bajo el Service Manual section 3: Fuselage páginas 3-9, 3-10 y 3-10A ANEXO E. Para lo cual se inspeccionó previamente los rieles que se ubican en el piso de la aeronave, luego se limpió todos los componentes de los dos asientos conjuntamente con sus cinturones de seguridad propiamente, luego se verificó los resortes que poseen los seguros en las patas posteriores de cada asiento, estos debieron ser cambiados por unos nuevos en vista que se encontraban oxidados y tenían retorno a su posición normal, el bosin del asiento izquierdo no se encontraba ubicado en el soporte por lo cual se ubicó uno en buen estado, los pernos de ajustes de medida de $\frac{1}{4}$ por media pulgada fueron reemplazados, procediendo así a ser ubicados los asientos sobre los rieles, finalmente se aseguró los cinturones de seguridad con una superficie angular sobre el piso, terminando así el proceso de montaje de asientos de piloto y copiloto.

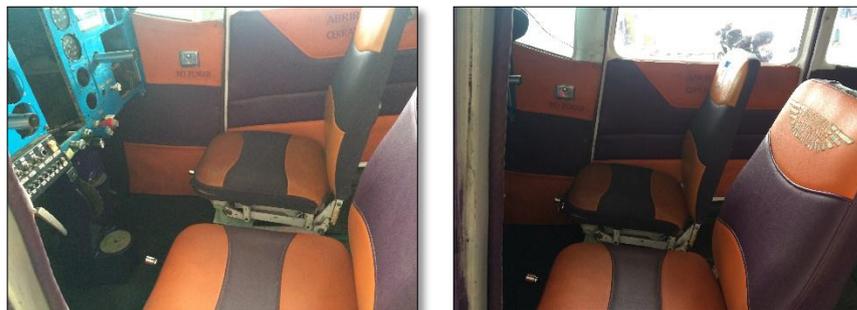


Figura 75 Montaje de los asientos

3.24. Pruebas operacionales

Se realizó las pruebas operacionales de los sistemas instalados en este banco de pruebas los cuales consiste el sistema de frenos y el sistema de combustible.

3.24.1. Prueba operacional del sistema de frenos

Una de las pruebas principales de operación de este banco de pruebas es el sistema de frenos, dado que la aeronave pequeña debe estar frenada por sí misma en el arranque de motor, tomando las debidas precauciones, es así que se realizó la primera prueba el día 20 de abril del 2016 .

Tabla 1
Primera prueba operacional del sistema de frenos

Número de prueba operacional	Tipo de prueba	Favorable / Desfavorable	Razón	Solución
1	Sistema de frenos	Desfavorable	Insuficiente liquido hidráulico	
2	Sistema de frenos	Favorable		Incrementar el líquido hidráulico

Una vez incrementado el líquido hidráulico en el sistema se realizó la siguiente prueba el día 22 de abril del 2016.

Tabla 2
Segunda prueba operacional del sistema de frenos

Número de prueba operacional	Tipo de prueba	Favorable / Desfavorable	Razón	Solución
1	Sistema de frenos	Desfavorable	Taponado el ducto de salida	
2	Sistema de frenos	Desfavorable	Fuga de líquido hidráulico	
3	Sistema de frenos	Favorable		Cambiar de ducto y acoplar de buena manera el ducto con el

Finalmente se realizó la última prueba operacional con arranque de motor para la cual si se verifico todo el sistema en sí. Esta prueba fue el día 28 de junio del 2016.

Tabla 3
Tercera prueba operacional del sistema de frenos

Número de prueba operacional	Tipo de prueba	Favorable / Desfavorable	Razón	Solución
1	Sistema de frenos	Favorable	Buena estabilidad en arranque de motor	
2	Sistema de frenos	Favorable	Suavidad de los pedales al momento de frenar	

3.24.2. Prueba operacional del sistema de combustible

El principal sistema de operación de este banco de pruebas es el sistema de combustible en vista que debe alimentar constantemente al motor durante el arranque, esta prueba se realizó el día 15 de mayo del 2016 sin arranque de motor, sólo con el sistema de drenaje.

Tabla 4
Primera prueba operacional del sistema de combustible

Número de prueba operacional	Tipo de prueba	Favorable / Desfavorable	Razón	Solución
1	Sistema de combustible	Desfavorable	Derrame de combustible por la caja reservorio	

2	Sistema de combustible	Favorable	Sellamiento de los agujeros existentes en la caja
---	------------------------	-----------	---

La prueba final de operación se la realizo con el arranque de motor, que fue el día 28 de junio del 2016 en la cual se observó claramente el correcto funcionamiento del motor con una gran alimentación de combustible.

Tabla 5
Segunda prueba operacional del sistema de combustible

Número de prueba operacional	Tipo de prueba	Favorable / Desfavorable	Razón	Solución
1	Sistema de combustible	Favorable	Buena alimentación de combustible hacia el motor	
2	Sistema de combustible	Favorable		Ningún derrame sobre las líneas de combustible ni del tanque reservorio

3.24.3. Prueba de protección contra lluvias

Esta prueba de protección de realizó bajo la tutela del tutor del proyecto, en vista que se requería sellar todos los agujeros que contenía el fuselaje para lo cual esta prueba fue el día 27 de junio del 2016 la cual consistió en exponer al fuselaje con agua y verificar los lugares por donde se filtra hacia la parte interior de cabina

Tabla 6
Prueba de protección contra lluvias

Número de prueba operacional	Tipo de prueba	Favorable / Desfavorable	Razón	Solución
1	Protección contra agua	Desfavorable	Filtramiento de agua por los agujeros de ajuste hacia las alas	
2	Protección contra agua	Desfavorable	Filtramiento de agua por los ductos de salida hacia el reservorio de combustible	
3	Protección contra agua	Desfavorable	Filtramiento de agua por las uniones del parabrisas frontal	
4	Protección contra agua	Favorable		Sellamiento de todos los agujeros y aplicación de silicona en las uniones con los parabrisas

3.25. Análisis Económico

En esta parte del capítulo tres se dá a conocer lo invertido en realizar la reconstrucción del fuselaje de la aeronave cessna 182 con matrícula HC-CDL, se ha adquirido varios materiales, la fabricación de algunos componentes extras de la aeronave como la caja reservorio de combustible y la adquisición de componentes para la operación de los sistemas instalados, también se invirtió en la estética del interior de la cabina para que se vea con un buen esplendor. Es necesario mencionar que el proyecto de grado es auspiciado por gran parte de la empresa de aviación comercial AEROKASHURCO.

Tabla 7
Análisis económico

N°	MATERIALES	CANTIDAD	VALOR UNITARIO (UDS)	VALOR TOTAL (UDS)
1	Elaboración de la Caja reservorio	1	250	250
2	Suelda con aluminio de las cerraduras	2	10	20
3	Micas de ventanas	3	15	45
4	Suelda con aluminio de la armadura steering	1	25	25
5	Elaboración del lower forging	1	40	40
6	Ferretería		40	40
7	Ductos de cobre	3m	10	10
8	Pintura primer	1 galón	20	20
9	Pintura vinyl	2 galones	50	50
10	TOTAL			500



CONTINÚA

CAPÍTULO IV

4.1. Conclusiones

- La recopilación y clasificación de la información concerniente a la aeronave Cessna 182 se la realizó mediante la investigación bibliográfica en el Service Manual N° D138-1-13, Rev 8, del 18 de mayo del 2015, en el catálogo de partes ilustradas, en el owner's manuals, en generalidades de aeronaves y en varios documentos propios de la aeronave pequeña, mientras que mediante la investigación virtual se obtuvo información de Aviation maintenance technician Handbook airfram volumen 1 tomando en cuenta las páginas web del grupo aracuan 2016 y pasión por volar.
- Se realizó las debidas inspecciones por método visual de las áreas a ser sometidas a reconstrucción en las cuales se encontró gran parte de equipos obsoletos y áreas extremadamente golpeadas las cuales en el proceso tuvieron su debido tratamiento y en el caso de los equipos algunos fueron reemplazados otros modificados y en su mayoría realizados el mantenimiento según indica el manual.
- En la adquisición de los equipos y herramientas para realizar el trabajo no se encontró mayor dificultad debido a que la empresa cuenta con un taller de mantenimiento calificado por la dirección general de aviación civil y por el amplio tiempo de trabajo en la empresa se pudo tener acceso libremente a las instalaciones en donde se encuentran las herramientas y equipos, además de las bodegas de pinturas, cuarentena, estructuras, privado y a la oficina de mantenimiento de los cuales todos los lugares sirvieron de ayuda para la reconstrucción del fuselaje de la aeronave pequeña.
- La segmentación del fuselaje se lo realizó bajo la autorización y el debido consentimiento del gerente, presidente, jefe de calidad y jefe de mantenimiento de la empresa, de los cuales cumpliendo con la orden se procedió a segmentar el fuselaje en la estación 140 para la cual se necesitó del service manual en donde se identificó la estación del corte además del equipo necesario de protección tanto para la aeronave como

para el operador, un flexómetro, cinta reflectiva y el equipo de corte. Mientras que para el ensamble de los componentes de la aeronave se realizó bajo la información obtenida previamente en donde se detalla los procedimientos, las partes de cada estación, cada equipo y la herramienta a ser utilizada tomando las debidas precauciones del trabajo.

- Las pruebas operacionales se las realizo una vez que se encendió el motor, debido a la importancia de tal funcionamiento para que el fuselaje sea determinado favorable o desfavorable, en primer lugar, se comprobó el funcionamiento del sistema de combustible, es decir que abastezca combustible el tanque implementado y el motor tenga la alimentación necesaria precautelando el derrame del mismo en los ductos y válvulas, luego se procedió a la verificación del sistema de frenos la cual debe estar debidamente instalado para que la aeronave se encuentre bien posicionada y frenada en el arranque del motor y por último se evaluó el confort de la cabina es decir los asientos, puertas, paneles y el tapizado se encuentren aptos y estéticos para el funcionamiento de tal proyecto.

4.2. Recomendaciones

- Tomar en cuenta los galones que se gasea debido a que el tanque de combustible es implementado y por ende no se puede controlar mediante la medida (regleta) que se utiliza en el resto de aeronaves pequeñas de la compañía para saber la cantidad de combustible que posee el tanque.
- Verificar las condiciones de la aeronave, antes de realizar el encendido del motor, si es posible realizar un preflight resumido o no tan extenso de la aeronave y motor debido al alto rango de modificación que fueron expuestos los componentes y el fuselaje del aeroplano.
- Operar los equipos con suavidad y respetando los límites que se indican en los manuales de operación para prolongar la vida del banco de pruebas y así evitar deformaciones o deterioro de los componentes y fuselaje de la aeronave.
- No exponerla al sol, a la lluvia cuando no se encuentra operando para evitar corrosión y precautelar la pintura de la misma, tomando en cuenta que cuando se vaya a extraer algún componente o accesorio de la aeronave para ser utilizada en otra, en primer lugar, revisar el funcionamiento del mismo y procurar reemplazarlo por una en buenas condiciones para que no se quede obsoleto el banco de pruebas.

BIBLIOGRAFÍA

- Cessna. (1962). Service Manual Serie - 182. Wichita, Kansas, USA.
- ESTEBAN-OÑATE. (2007). CONOCIMIENTOS BÁSICOS DEL AVIÓN. ITES-Paraninfo.
- FAA-Handbook-vol1. (2012). Aviation maintenance technician Handbook airfram (Vol. 1). (F. s. service, Ed.) Oklahoma, United States.
- Generalidades-DGAC. (s.f.). Aeronaves y motores, generalidades. Mexico.
- Nortrop-Aeronautical-Institute. (01 de marzo de 2016). Grupo Aracuan. Obtenido de www.aracuan.com
- Pasion-por-volar. (s.f.). Pasionporvolar.com. (U. d. valencia, Editor) Recuperado el 05 de febrero de 2016, de www.pasionporvolar.com
- Service-Manual. (1962). Model 100 Series Service manual. Wichita, Kansas, USA.
- Illustrated parts catalog (15 march 1974) Model 182E and 1962 thru 1973, Wichita, Kansas,USA.
- Owner´s Manual (1962) Cessna 182 E Skylane, Wichita, Kansas.USA. Cessna Aircraft Company
- Trabajos mayores y Supplemental type certificate (STC) Cessna 182 S/N 18253822 Aerokashurco Company

GLOSARIO

A

Accidente Aéreo: Todo suceso relacionado con la utilización de una aeronave, que ocurre dentro del período comprendido entre el momento en que una persona entra a bordo de la aeronave, con intención de realizar un vuelo, y el momento en que todas las personas han desembarcado durante el cual la aeronave sufre daños de importancia o roturas estructurales que afectan adversamente a sus características de vuelo, y que normalmente exigen una reparación importante o el cambio del componente afectado.

Aeronave Pequeña: Significa una aeronave de peso de despegue máximo certificado hasta 12,500 lbs. (5,700 Kg.).

Aeronavegabilidad: Característica o condiciones que deben reunir las aeronaves para realizar en forma segura y satisfactoria los vuelos o maniobras para las que han sido autorizadas.

Aleación: Es una combinación de propiedades metálicas, que está compuesta de dos o más elementos metálicos.

Alerones: Son unas superficies de mando y control que se encuentran en los extremos de las alas de los aviones y su misión es llevar a cabo los virajes del avión a ambos lados a través de un movimiento de alabeo.

Abruptos: Que tiene pendientes muy pronunciadas o fuertes desniveles.

Alerones: Son unas superficies de mando y control que se encuentran en los extremos de las alas de los aviones y su misión es llevar a cabo los virajes del avión a ambos lados a través de un movimiento de alabeo.

Alignments shims: Alineaciones calzas

Aplicaciones criogénicas: La criogenia es ampliamente utilizada en tecnologías que dependen de la superconductividad ya que optimiza la calidad y durabilidad de materiales en cámaras de frío

B

Bearing cone: Cono del rodamiento

Bisagra: Mecanismo para la apertura o cierre de una puerta, ventana o tapa o para articular dos superficies; consiste en dos piezas metálicas o de plástico que están articuladas por un eje común y se fijan en dos superficies separadas, generalmente una móvil y otra fija, como una puerta o ventana y su marco, y permite el giro de una de estas piezas sobre la otra para juntar o separar las superficies.

C

Cizallas: Herramienta parecida a unas tijeras que sirve para cortar metal.

Comercial: La aviación de transporte regular comercial es una actividad que hacen las compañías aéreas, ya sean éstas grandes o pequeñas, dedicadas al transporte aéreo bien de personas, bien de mercancías, de manera regular, es decir con itinerario

D

Decapado: Tratamiento superficial de metales que se utiliza para eliminar impurezas tales como manchas, contaminantes inorgánicos, herrumbres, etc.

E

Empenaje: Es la parte posterior del avión donde suelen estar situados el estabilizador horizontal (encargado de controlar el picado del avión) y el estabilizador vertical (encargado de controlar la guiñada del avión usando el timón), su importancia es elevada pues la forma define el tipo de desprendimiento que nos podemos encontrar en el avión en la zona trasera.

EPP: Equipo de Protección Personal, constituyen uno de los conceptos básicos en cuanto a la seguridad en el lugar de trabajo y son necesarios cuando los peligros no han podido ser controlados por otros medios.

F

Flaps: Forman parte del borde trasero de las alas. La función de los flaps es modificar la forma aerodinámica del ala proporcionando una

mayor sustentación al avión cuando vuela en régimen de velocidad lento y a baja altura, tanto en el despegue como en el aterrizaje.

Flujograma: es una muestra visual de una línea de pasos de acciones que implican un proceso determinado. Es decir, el flujograma consiste en representar gráficamente, situaciones, hechos, movimientos y relaciones de todo tipo a partir de símbolos

Fuselaje: Se denomina fuselaje al cuerpo principal de la estructura del avión, cuya función principal es la de dar cabida a la tripulación, a los pasajeros y a la carga, además de servir de soporte principal a los demás elementos como las alas, el grupo motopropulsor y el tren de aterrizaje.

L

Landing gear: Tren de aterrizaje: Dispositivo con ruedas de neumáticos, esquí, flotadores o patines sobre el que se apoya una aeronave para ayudarse en el aterrizaje, amerizaje o despegue.

M

Mamparo: Es una pared divisoria entre cabinas, se lo puede definir como un divisor que separa las clases o secciones de un plano.

Muescas: Hueco que se hace en una cosa para lograr que encaje en otra.

P

Panel de instrumentación: Se denomina al conjunto de instrumentos e indicadores, que comprende el indicador de velocidad, el tacómetro o cuentarevoluciones, indicador de temperatura de refrigerante, indicador de combustible restante, en forma de relojes analógicos o digitales, o una combinación de ambos. Además de los relojes, están una serie de testigos luminosos de simbología normalizada, como por ejemplo el testigo de presión de aceite, de carga de la batería, de indicadores de intermitente, entre otros

Pistón: Es una pieza que forma parte del mecanismo de funcionamiento de un motor, se trata de un elemento que se mueve de forma alternativa dentro de un cilindro para interactuar con un fluido.

Preflight: Antes del vuelo: es un término que deriva en inglés del sector de la aviación. El piloto es el responsable de determinar las condiciones de vuelo del avión antes de despegar. Esto significa que tiene que comprobar una serie de elementos antes de cada vuelo.

R

Riostras: Varillas o alambres que sustentan las alas desde el fuselaje.

Resina: Sustancia orgánica de consistencia pastosa, pegajosa, transparente o translúcida, que se solidifica en contacto con el aire; es de origen vegetal.

Remoción: Acción de remover.

S

Segmentación: se conoce como segmentación al acto y consecuencia de segmentar (es decir, de dividir o formar segmentos o porciones).

Sistema: Del latín systema, un sistema es módulo ordenado de elementos que se encuentran interrelacionados y que interactúan entre sí.

T

Tornillo: Pieza metálica cilíndrica o cónica, con un resalte helicoidal que la recorre total o parcialmente y una cabeza con una ranura para alojar la pala del destornillador, que sirve para sujetar una cosa a otra.

Tuerca: Pieza generalmente metálica, de cuatro o seis lados, con un agujero circular en el centro labrado en forma helicoidal que se ajusta a la rosca de un tornillo para fijarlo.

V

Vástago: se denomina a la varilla que se usa para transmitir un movimiento, en especial la que se halla inserta en la base de un émbolo para traspasarle su propio movimiento o activar el existente en potencia.

Válvula: Dispositivo que abre o cierra el paso de un fluido por un conducto en una máquina, aparato o instrumento, gracias a un mecanismo, a diferencias de presión, etc.

ANEXOS

