



ESPE

UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

UNIDAD DE GESTIÓN DE  TECNOLOGÍAS

DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

**CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN
AVIONES**

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

**TEMA: “INSPECCIÓN DE 6000 HORAS EN LA AERONAVE
CESSNA 150M CON MATRÍCULA N2919V PERTENECIENTE A
LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS -ESPE”**

AUTOR: SOCASI OCAMPOS LUIS GUILLERMO

DIRECTORA: TLGA. SAMANTHA ZABALA

LATACUNGA

2018



**DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y MECÁNICA
CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN AVIONES**

CERTIFICADO

Certifico que el trabajo de titulación, “**INSPECCIÓN DE 6000 HORAS EN LA AERONAVE CESSNA 150M CON MATRÍCULA N2919V PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS -ESPE**” fue realizado por el señor **SOCASI OCAMPOS LUIS GUILLERMO**, ha sido revisado en su totalidad y analizado por el software anti-plagio, el mismo que cumple con los requisitos teóricos, científicos, técnicos, metodológicos y legales establecidos por la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, por lo tanto me permito a acreditarlo y autorizar al señor **SOCASI OCAMPOS LUIS GUILLERMO** para que lo sustente públicamente.

Latacunga, diciembre del 2018

TLGA. Samantha Zabala
DIRECTORA



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y MECÁNICA

CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN AVIONES

AUTORIA DE RESPONSABILIDAD

Yo, **SOCASI OCAMPOS LUIS GUILLERMO**, con cedula de identidad N° 1721023511, declaro que este trabajo de titulación “**INSPECCIÓN DE 6000 HORAS EN LA AERONAVE CESSNA 150M CON MATRÍCULA N2919V PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS -ESPE**” 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, diciembre del 2018

SOCASI OCAMPOS LUIS GUILLERMO

C.C.: 1721023511



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y MECÁNICA

CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN AVIONES

AUTORIZACIÓN

Yo, **SOCASI OCAMPOS LUIS GUILLERMO**, autorizo a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE publicar en la biblioteca virtual de la institución el presente trabajo de titulación **“INSPECCIÓN DE 6000 HORAS EN LA AERONAVE CESSNA 150M CON MATRÍCULA N2919V PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS -ESPE”** cuyo contenido, ideas y criterios son de mi autoría y responsabilidad.

Latacunga, noviembre 2018

SOCASI OCAMPOS LUIS GUILLERMO

C.C.: 1721023511

DEDICATORIA

Agradezco a dios por brindarme salud, por obsequiarme sabiduría y fuerza de voluntad para poder perseguir mis sueños, por haber puesto en mi camino a aquellas personas especiales que han sido mi soporte y compañía durante todo el periodo de estudio.

Agradezco a mi familia, por brindarme su amor incondicional, por creer en mi en todo momento y regalarme momentos preciosos a lo largo de mi, por ser el pilar fundamental, servirme de ejemplo que con trabajo duro se consigue los sueños, así mismo no dejarme vencer por los obstáculos que pone la vida.

Como olvidarme de mis grandes amigos quienes con quienes compartimos grandes momentos y tristezas a lo largo del sendero de los estudios, en donde nos apoyamos unos a los otros con el anhelo que todos lleguemos a graduarnos todos juntos.

Por último, quiero decir que todas las personas a las que dedico este proyecto de graduación han sido, son y serán, mi fuerza y mi inspiración para todo propósito en mi vida.

Dios los Bendiga Siempre

AGRADECIMIENTO

A Dios, por haber puesto en mi camino a los seres que me han apoyado en todo momento, con los cuales he vivido muchos momentos de alegría enojo y tristeza. Al finalizar este trabajo tan arduo de dificultades como el desarrollo de un proyecto de titulación es inevitable que te aborde un muy humano egocentrismo que te lleva a concentrar la mayor parte de mérito en el aporte que se ha realizado.

Agradezco a mis padres que, con su educación, apoyo y amor incondicional, me dieron un empujón para poder alcanzar mis sueños, siendo ellos una parte fundamental en mi vida con su ejemplo me permitió lograr llegar a donde estoy.

Como olvidarme de los profesores quienes fueron las personas encargadas de transmitirme el conocimiento que ellos con tanto trabajo les costado obtener así poder forjar a los nuevos tecnólogos en aviación.

Finalmente quiero agradecer a todos mis amigos y compañeros de clase que me ayudaron a poder alcanzar esta muy anhelada meta, y a todos los alumnos bajo la tutela de mi director que me brindaron su ayuda durante el trabajo de este proyecto.

Luis Guillermo Socasi Ocampos

INDICES DE CONTENIDOS

CERTIFICADO	ii
AUTORIA DE RESPONSABILIDAD	iii
AUTORIZACIÓN	iv
DEDICATORIA	v
AGRADECIMIENTO	vi
TABLA DE FIGURAS.....	x
Índice de tablas	xiii
RESUMEN	xiv
ABSTRACT	xv
CAPÍTULO I.....	1
1.1 Antecedentes.....	1
1.2 Planteamiento del problema	2
1.3 Justificación e Importancia.....	2
1.4 Objetivos.....	3
1.4.1 Objetivo General:.....	3
1.4.2 Objetivos Específicos.....	3
1.5 Alcance	3
CAPÍTULO II.....	5
2.1 Aeronave CESSNA 150 M.....	5
2.2 Especificaciones.	5
2.3 Alas.....	8
2.4 Clasificación de alas.	10
2.4.1 Forma en planta.....	10
2.4.2 Posición.	11
2.4.3 Diedro.	12
2.5 Estructura.	12

2.6	Ensayos no destructivos.....	14
2.6.1	Inspección visual.	14
2.6.2	Prueba sonora audible.....	14
2.6.3	Inspección por ultrasonido.....	15
2.6.4	Inspección por rayos X	16
2.6.5	Termografía.	17
2.6.6	Inspección de partículas magnéticas.....	17
2.6.7	Inspección de líquidos penetrantes	18
2.6.8	Holografía	18
2.7	Tipos Inspecciones.....	19
2.7.1	Inspección de pre-vuelo.....	19
2.7.2	Inspección en proceso.....	19
2.7.3	Inspección diaria.....	20
2.7.4	Inspección de 48 horas.....	20
2.7.5	Inspección de horario límite	20
2.7.6	Inspección de ciclo límite de operación	20
2.7.7	Inspección PS.....	21
2.7.8	Inspección de letra.....	21
2.7.9	Inspección anual / 100 horas	22
2.7	Stress en miembros estructurales	23
CAPÍTULO III.....		26
3.1.	Preliminares.....	26
3.2.	Medidas de seguridad.....	26
3.3.	Ubicación de la aeronave	27
3.3.1.	Materiales	27
3.3.2.	Proceso.....	27
3.4.	Información técnica.....	28

3.5.	Limpieza de la aeronave.....	30
3.5.1.	Materiales.....	30
3.5.2.	Proceso.....	30
3.5.3	Resultado.....	38
3.6.	Inspección de la estructura interna de las alas.....	38
3.6.1.	Materiales.....	39
3.6.2.	Proceso.....	39
3.6.3	Resultado.....	45
3.7	Inspección de unión fuselaje-ala.....	45
3.7.1.	Materiales.....	45
3.7.2.	Proceso.....	45
3.8	Inspección del strut.....	52
3.8.1.	Materiales.....	52
3.8.2.	Procedimiento.....	52
3.8.3	Resultado.....	57
	CAPÍTULO IV	58
	CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES.....	58
4.1.	Conclusiones.....	58
4.2.	Recomendaciones.....	59
	GLOSARIO.....	60
	ABREVIATURAS	63
	Bibliografía	64
	ANEXOS.....	66

TABLA DE FIGURAS

Figura 1 Cessna 150 M.....	5
Figura 2 Ilustración	7
Figura 3 Ilustración	7
Figura 4 Terminología de los elementos del ala	9
Figura 5 Forma en planta del ala	10
Figura 6 Posiciones fundamentales del ala	12
Figura 7 Tipos de diedros	12
Figura 8 Estructura del ala.....	13
Figura 9 Parámetros de técnica audible	15
Figura 10 Inspección de ultrasonido	16
Figura 11 Inspección por rayos X	16
Figura 12 Detección de grietas por inspección de partículas magnéticas. ...	17
Figura 13 Acción penetrante y revelado	18
Figura 14 Aeronave Cessna 150 M en la plataforma de la UGT-ESPE.....	26
Figura 15 Equipo de protección personal	26
Figura 16 Aeronave en la plataforma de la Unidad de Gestión de Tecnologías ESPE.....	27
Figura 17 Tacos en el tren de nariz	28
Figura 18 Service Manual	28
Figura 19 Service Manual	29
Figura 20 Service Manual, sección 2A-14-15	29
Figura 21 Superficie del ala	31
Figura 22 Limpieza de la superficie alar.	31
Figura 23 Tapas de inspección en el ala.	32
Figura 24 Ala izquierda Figura 25 Ala derecha	32
Figura 26 Destornillando las tapas de inspección.....	33
Figura 27 Carenado y ping de aseguramiento a tierra del strut	33
Figura 28 Tapas de inspección removidas.	34
Figura 29 Acceso a la parte interna del ala.....	34
Figura 30 Nido de insecto dentro del ala	35
Figura 31 Espacio entre el ala y el alerón	35
Figura 32 Montículo de tierra en el interior del ala	36

Figura 33 Limpieza con brocha.....	36
Figura 34 Limpieza parte interna del ala.....	37
Figura 35 Miembro estructural.....	37
Figura 36 Verificación de limpieza.....	38
Figura 37 Parte interna limpia.....	38
Figura 38 Removiendo tapas de inspección.....	39
Figura 39 Tapas de inspección removidas.....	40
Figura 40 Remoción de puntas de ala.....	40
Figura 41 Remoción de carenados del ala.....	41
Figura 42 Limpieza de bordes de tapas de inspección.....	41
Figura 43 Inspección de los bordes de los accesos.....	42
Figura 44 Orden de inspección de los accesos.....	42
Figura 45 Inspección con linterna.....	43
Figura 46 Miembro estructural principal.....	43
Figura 47 Inspección al ala izquierda.....	44
Figura 48 Inspección a miembros estructurales principales del ala.....	44
Figura 49 Inspiración de accesos de inspección.....	45
Figura 50 Equipo de NDI Eddy Current.....	46
Figura 51 Remoción de carenados.....	46
Figura 52 Resultados de la prueba de Eddy Current.....	47
Figura 53 Calibración del equipo de Eddy Current.....	47
Figura 54 Probeta en el punto nulo del bloque.....	48
Figura 55 Probeta fuera del bloque.....	48
Figura 56 Probeta en una muesca del bloque.....	48
Figura 57: Señal en el instrumento de Eddy Current.....	49
Figura 58 Eddy Current en hoyo delantero.....	50
Figura 59 Inspección de Eddy Current.....	50
Figura 60 Torquímetro de 250 lb*ft.....	51
Figura 61 Torque en pernos del ala.....	51
Figura 62 Remoción de carenados.....	53
Figura 63 Inspección visual del strut.....	53
Figura 64 Inspección NDI en el strut.....	54
Figura 65 Inspección NDI parten inferir del strut.....	54
Figura 66 Inspección NDI.....	55

Figura 67 Sección 4 Wing del manual de servicio	55
Figura 68 Copa 3/4	56
Figura 69 Torquímetro de 250 lbs*ft	56
Figura 70 Torque en la parte superior del strut.....	57

Índice de tablas

Tabla 1 Especificaciones de la aeronave Cessna 150 M.....	6
Tabla 2 Elementos de remolque	27
Tabla 3 Materiales para la limpieza	30
Tabla 4 Materias para la inspección del ala	39
Tabla 5 Materiales para inspección de la unión ala fuselaje	45
Tabla 6 Materiales de inspección de strut.....	52

RESUMEN

Toda aeronave cuenta con elementos estructurales principales tales como: fuselaje, alas, grupo propulsor y superficies de control; donde las alas constituye un cuerpo ligero, formado por costillas, largueros y larguerillos cubiertos con una superficie ligero de aluminio, formando un perfil aerodinámico que permiten que se aplique el efecto Venturi que genera una diferencia de presión entre su cara superior (extradós) y su cara inferior (intradós), al desplazarse por el aire lo que produce la fuerza de sustentación que mantiene a una aeronave en vuelo. Para poder mantener las alas en condiciones de aeronavegabilidad se debe realizar distintas inspecciones a lo largo de su tiempo de operación, que podemos encontrar en el Service manual en la sección 57 “wing”, en donde explica el proceso que se debe seguir para realizar las tareas de inspección de manera correcta, además indica las zonas a las que se debe poner más atención, que son propensas a daños. Se debe tomar en cuenta que antes de realizar cualquier tarea o trabajo de mantenimiento se debe hacer una limpieza para poder tener una mejor visión de las discrepancias. Con esto se puede garantizar que las alas se encuentran en óptimo estado y que no existe ninguna condición que arriesgue la integridad estructural de las mismas, además de que se puede extender su vida útil.

PALABRAS CLAVES:

- MANTENIMIENTO
- INSPECCIÓN
- SUTENTANCION
- AERODINAMICO

ABSTRACT

All aircraft has main structural elements such as: fuselage, wings, propulsion group and control surfaces; where the wings make up a light body formed by ribs stringers and stringers covered with a lightweight aluminum surface, forming an aerodynamic profile that allows the Venturi effect, which generates a pressure difference between its upper face (extrados) and its lower face (intrados) to move through the air which produces the lift that keeps an aircraft in flight. In order to maintain the wings in aerodynamic conditions, it is necessary to carry out different inspections throughout their operating time, which can be found in the manual Service in section 57 "wing", where it explains the process that must be followed to perform the inspection tasks correctly, is explained it also indicated to which more attention should be paid as they are prone to damage. it must be considered that before carrying out any task or maintenance work a cleanliness should be done in order to have a better vision of the discrepancies. This can be ensure that the wings are in an optimum condition and that there is no condition that risks the structural integrity of the wings, and that their useful life can be extended.

KEYWORDS:

- MANTENANCE
- INSPECTION
- LIFT
- AERODYNAMIC

CHECKED BY

Lic. Yolanda Santos Enríquez
Docente UGT

CAPÍTULO I

TEMA

“INSPECCIÓN DE 6000 HORAS DE LAS ALAS DEL AVIÓN CESSNA 150M CON MATRÍCULA N2219 PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS -ESPE”

1.1 Antecedentes

Sueño de todo ser humano en cualquier época ha sido el de volar, con una visión envidiosa ante el vuelo de los pájaros, trasladarse, ver otros lugares desde la perspectiva del espacio. El primer vuelo con éxito fue precedido de siglos de sueños, estudio, especulación y experimentación. Existían viejas leyendas con numerosas referencias a la posibilidad de movimiento a través del aire. (Valery Bridges).

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

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

La Unidad de Gestión de Tecnologías–ESPE cuenta con varios laboratorios, talleres totalmente equipados, y un avión escuela el cual es adecuado para realizar tareas de inspección, mantenimiento, remoción e instalación de componentes permitiendo de esta manera que los estudiantes de Mecánica Aeronáutica puedan adquirir mayores conocimientos mediante la práctica en conjunto con la teoría, lo cual ayuda en el desarrollo profesional de los estudiantes de esta prestigiosa Universidad.

1.2 Planteamiento del problema

La universidad de las fuerzas armadas ESPE encargadas de formar profesionales competentes, cuenta con la Unidad de Gestión de Tecnologías que su objetivo es moldear tecnólogos en mecánica aeronáutica con conocimientos prácticos y teórico para el desenvolvimiento en campo laboral

La carrera de Mecánica Aeronáutica consta de 2 aviones escuela con un motor a turbina y con un motor turbohélice, de allí la necesidad de implementar una aeronave con motor reciproco el cual servirá como un nuevo avión escuela, y los estudiantes podrán aprender nuevos conocimientos sobre otro tipo de aeronave y los sistemas por los que está conformada.

Con el paso del tiempo las estructuras tienden a desgastarse o deteriorarse, con esto se debilitan y tienden a deformarse y perder sus propiedades estructurales por esta razón es necesario verificar el estado y la condición de los pernos, la estructura interna y externa de las alas de la aeronave CESSNA 150 M para poder entregar a la Unidad de Gestión de Tecnologías - ESPE una aeronave en óptimas condiciones ya que la misma ha estado inoperativa por un periodo considerable de tiempo.

Al no realizar la inspección de las alas con el transcurso del tiempo la estructura se ira deteriorando poniendo en riesgo la integridad de la aeronave, en consecuencia, habrá una disminución drástica del periodo que podrá ser usada como centro de instrucción, ya que podría poner en riesgo la seguridad de los estudiantes y docentes.

1.3 Justificación e Importancia

Al realizar la inspección de 6000 se podrá encontrar y prevenir corrosión, daño estructural en los elementos propensos a sufrir dichas condiciones. Las alas siendo un elemento importante para la sustentación de la aeronave se debe mantener en óptimas condiciones.

Con esta inspección se pretende mantener en condición operativa para que los estudiantes puedan realizar sus prácticas de forma correcta y sin riesgos, así logran obtener la mayor experiencia práctica en la aeronave CESSAN 150 M.

Con una inspección inicial realizada se podrá programar inspecciones periódicas con ayuda de los docentes y estudiantes para así seguir sumergiéndose en los procedimientos que se realizan en una aeronave constante mente y poder desenvolverse en el campo laborar.

1.4 Objetivos

1.4.1 Objetivo General:

Realizar la inspección inicial de 6000 horas o 10 años del avión CESSNA 150 M, mediante la información técnica, normas de seguridad y procesos adecuados, para la carrera de Mecánica Aeronáutica perteneciente a la Unidad de Gestión de Tecnologías – ESPE.

1.4.2 Objetivos Específicos

- Obtener información técnica, con respecto inspección de 6000 horas o 10 años de las alas del avión CESSNA 150 M.
- Identificar las herramientas adecuadas para el correcto proceso de inspección de 6000 horas de las alas.
- Realizar los procedimientos dados en los manuales de la aeronave para la inspección 6000 horas de las alas

1.5 Alcance

El presente trabajo tiene como finalidad brindar a la institución una herramienta de estudio práctico y didáctico especialmente a los estudiantes que se preparan en el área de mecánica aeronáutica, ya que tendrán la oportunidad de conocer acerca de los grandes avances que continuamente se dan en la aviación y, por lo tanto, facilitará que el alumno se incentive en conocer todo lo referente al campo aeronáutico, convirtiéndose en un medio de superación para provecho propio y del país.

Además, este proyecto logrará que la unidad de gestión de tecnologías sea un referente potencial en este ramo ya que sus estudiantes se preparan tanto en el área cognitiva como práctica, logrando así profesionales capaces de desenvolverse en este mundo competitivo.

Con la inspección de 6000 horas se logrará mantener las alas en las mejores condiciones para que los estudiantes puedan realizar sus prácticas en dicha aeronave, cabe mencionar que el avión CESSNA 150 M no está en condiciones de aeronavegabilidad por lo cual no será posible realizar vuelos, por esta razón solo servirá con fines de instrucción.

CAPÍTULO II

2.1 Aeronave CESSNA 150 M.

El 150 es un avión de engranaje triciclo completamente de metal presentado por Cessna Aircraft Company en 1959. "El avión estaba disponible en cuatro versiones diferentes: estándar, entrenador, viajero y patrullero. El Cessna 150 es un avión de un solo motor, de metal, dos asientos y ala alta, equipado con tren de aterrizaje triciclo, que tiene una rueda de morro orientable y dos ruedas principales. Está certificado en la categoría de servicios. No está diseñado para vuelos puramente acrobáticos, aunque se permiten algunas maniobras según el POH de la aeronave. El avión está equipado para día y noche VFR y puede estar equipado para IFR de día o de noche con equipamiento adicional. (Almquist, 2018).




Figura 1 Cessna 150 M

Fuente:(<https://www.airliners.net/photo/Untitled/Cessna-150M/394594>,2003)

2.2 Especificaciones.

En la siguiente tabla se mostrará las especificaciones con las que cuenta la aeronave la aeronave Cessna 150M perteneciente a la Unidad de Gestión de Tecnologías-ESPE

Tabla 1
Especificaciones de la aeronave Cessna 150 M.

Características 	Detalle
Tipo de tren de aterrizaje	Triciclo fijo
Motor: Teledyne Continental	Serie O – 200A
100 HP A 2750 RPM	
Velocidad máxima	
Máxima a nivel del mar:	109 Knots
En crucero con 75% de potencia a 7000 pies	106 Knots
Capacidad de combustible	26 Galones americanos
Techo de servicio	14.000 Ft
Velocidad de Stall	
Con flaps arriba	48 Knots
Con flaps abajo	42 Knots
Equipaje permitido en libras	120 Lbs en total, dividido en dos áreas 1 y 2 o únicamente en la 1
Área 1	120 Libras (Estacones de la 50 a la 76)
Área 2	40 Libras (Estacines de la 76 a la 94)
Hélice	
De paso fijo	Con un diámetro de 69 pulgadas
Peso máximo	1600 lbs
Peso en vacío	1129 lbs

Fuente: (Cessna 150M POH, 1977); (CESSNA, 197)

Dimensiones.

Longitud: 7,28 m

Envergadura alar: 10,15 m

Altura: 2,58 m

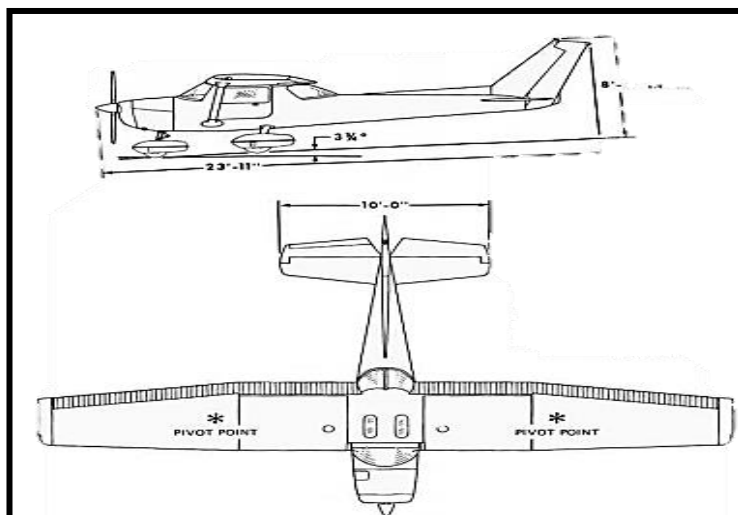


Figura 2 Ilustración

Fuente:(https://www.cpaviation.com/images/downloads/CESSNA_150_POH.pdf, 1997)

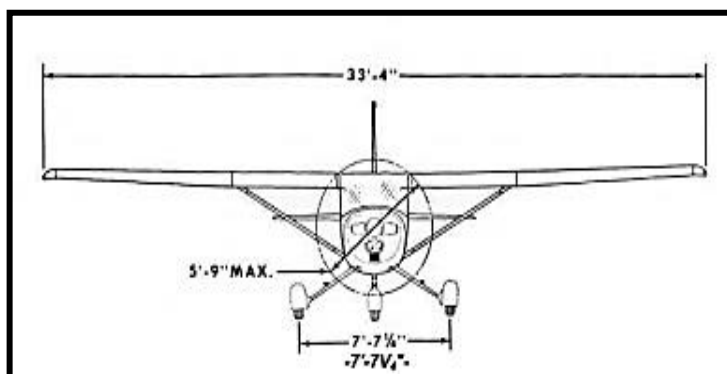


Figura 3 Ilustración

Fuente:(https://www.cpaviation.com/images/downloads/CESNA_150_POH.pdf, 1997)

2.3 Alas.

Se denomina ala a un cuerpo aerodinámico formado por una estructura fuerte, por esto son elementos primordiales de cualquier aeroplano. Las alas constituyen la parte estructural donde se crea fundamentalmente la sustentación que permite volar al avión, en ellas es donde se origina la fuerza que hacen posible el vuelo, compuesta por un perfil aerodinámico o perfil alar envolviendo a uno o más largueros y que es capaz de generar una diferencia de presiones. En su diseño se tienen en cuenta numerosos aspectos: peso máximo a soportar, resistencias generadas, comportamiento en la pérdida. Por lo tanto, todos aquellos factores que proporcionen el rendimiento óptimo para compaginar la mejor velocidad con el mayor alcance y el menor consumo de combustible posible (U.S. Department of Transportation, 2012).

- **Borde de ataque.** Es el borde delantero del ala, o sea la línea que une la parte anterior de todos los perfiles que forman el ala o, dicho de otra forma: la parte del ala que primero toma contacto con el flujo de aire.
- **Borde de salida.** Es el borde posterior del ala, es decir la línea que une la parte posterior de todos los perfiles del ala o dicho de otra forma: la parte del ala por donde el flujo de aire perturbado por el ala retorna a la corriente libre (Muños, manula de vuelo, 2018).
- **Extrados.** Parte superior del ala comprendida entre los bordes de ataque y salida.
- **Intrados.** Parte inferior del ala comprendida entre los bordes de ataque y salida.
- **Espesor.** Distancia máxima entre el extrados y el intrados.
- **Cuerda.** Es la línea recta imaginaria trazada entre los bordes de ataque y de salida de cada perfil.
- **Cuerda media.** Como los perfiles del ala no suelen ser iguales, sino que van disminuyendo hacia los extremos, lo mismo sucede con la cuerda de cada uno. Por tanto, al tener cada perfil una cuerda distinta, lo normal es hablar de cuerda media (Muños, manula de vuelo, 2018).

- **Línea del 25% de la cuerda.** Línea imaginaria que se obtendría al unir todos los puntos situados a una distancia del 25% de la longitud de la cuerda de cada perfil, distancia medida comenzando por el borde de ataque.
- **Curvatura.** Del ala desde el borde de ataque al de salida. Curvatura superior se refiere a la de la superficie superior (extrados); inferior a la de la superficie inferior (intrados), y curvatura media a la equidistante a ambas superficies. Aunque se puede dar en cifra absoluta, lo normal es que se exprese en % de la cuerda (Muños, manula de vuelo, 2018).
- **Superficie alar.** Superficie total correspondiente a las alas.
- **Envergadura.** Distancia entre los dos extremos de las alas. Por simple geometría, si multiplicamos la envergadura por la cuerda media debemos obtener la superficie alar.
- **Alargamiento.** Cociente entre la envergadura y la cuerda media. Este dato nos dice la relación existente entre la longitud y la anchura del ala (Envergadura/Cuerda media). Por ejemplo; si este cociente fuera 1 estaríamos ante un ala cuadrada de igual longitud que anchura. Obviamente a medida que este valor se hace más elevado el ala es más larga y estrecha (Muños, manula de vuelo, 2018).

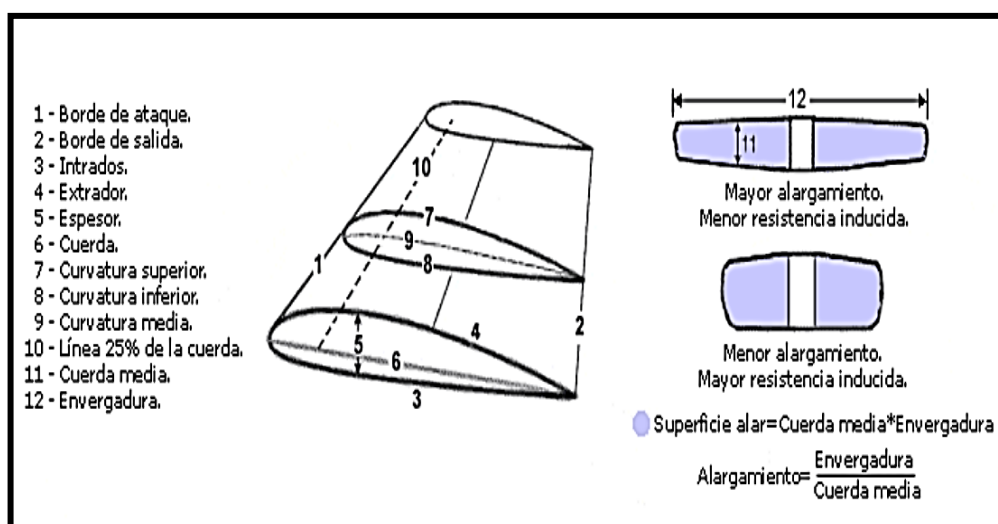


Figura 4 Terminología de los elementos del ala

Fuente: (<http://www.manualvuelo.com/ZIPS/Manual%20de%20vuelo.pdf>, 2004)

2.4 Clasificación de alas.

Las alas son superficies aerodinámicas que, cuando se mueven rápidamente a través del aire, crean sustentación. Están construidos en muchas formas y tamaños. El diseño del ala puede variar para proporcionar ciertas características de vuelo deseables. El control a varias velocidades de operación, la cantidad de sustentación generada, el equilibrio y la estabilidad cambian a medida que se altera la forma del ala (U.S. Department of Transportation, 2012).

Las alas se clasifican dependiendo de:

2.4.1 Forma en planta.

Por esta forma de alas se tomó una vista, de tal como la observamos desde arriba; para dar un ejemplo se clasificará de arriba-abajo desde aviones lentos hasta aviones muy rápido como se observa en la fig. 2.3. En lo que se puede observar a medida que aumenta a la velocidad de las aeronaves, el perfil alar tiende a agudizarse.

El ala típica general mente tiende a estrecharse poder ser en planta o en espesor (Oñate, 2000) .

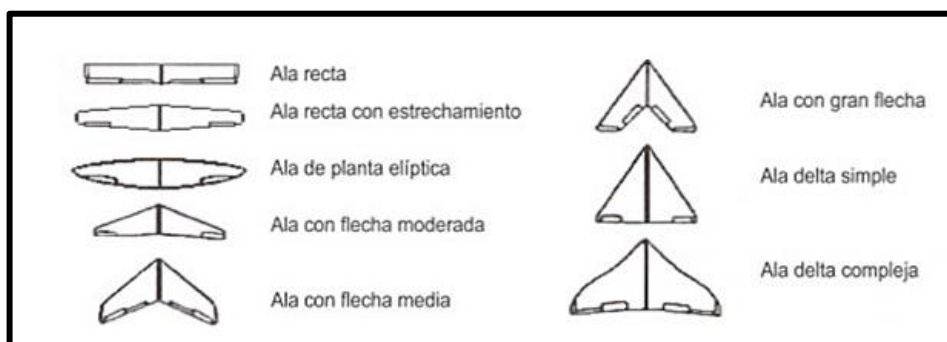


Figura 5 Forma en planta del ala

Fuente: (Conocimientos del avión, 2007)

- **Rectangular o recta.** Es típica de las avionetas, un ala con forma de rectángulo. Muy barata y fácil de construir. Esta ala se instala en aviones que realicen vuelos cortos (en tiempo) a baja velocidad.

- **Ala recta con estrechamiento.** También típica de avionetas, es un ala que su anchura de la raíz a la punta se reduce progresivamente dándole una forma trapezoidal. Es más eficiente que el ala recta dando para una dificultad de construcción no mucho mayor. También es posible encontrar este tipo de ala en los cazas supersónicos.
- **Elíptica.** Su forma es la de una elipse y es muy eficiente en su relación peso-resistencia. Típica de algunos cazas de la Segunda Guerra Mundial ya que no utilizaban dispositivos de punta de ala. Bastante complicada de construir, es un ala prácticamente en desuso.
- **Flecha.** El ala forma un ángulo no recto con el fuselaje, se ingenió para reducir la aparición de ondas de choque a velocidades subsónicas, y por ello es muy eficiente a altas velocidades. Son típicas de aviones en vuelo subsónico alto, de esta forma consigue reducir el número de Mach. Y se clasifican en ala flecha moderada, ala flecha media. Ala gran flecha.
- **Delta:** Es el ala generalmente usada para aviones en vuelo supersónico, especialmente en cazas de combate. La gran ventaja de esta ala es que consigue que el borde de ataque del ala quede retrasado respecto a la onda de choque generada por la punta del avión.

2.4.2 Posición.

Se refiere a la posición y situación del ala en el avión. Como se muestra en la fig. 06 (OÑATE, 2011).

- **Ala alta:** El ala se monta en la parte superior al fuselaje. Un modelo de ala alta es mucho más estable que uno de ala baja y tenderá menos al balanceo o efecto péndulo. El peso del avión está debajo del ala (su centro de gravedad C.G.), por lo que el fuselaje tiende a estabilizarse hacia abajo como si de un péndulo se tratase para igualar fuerzas (Reche, 2009).
- **Ala media:** El ala media se une al fuselaje por la parte media del mismo. Sus características están entre la estabilidad del ala alta y la maniobrabilidad del ala baja. El ala media es la más utilizada en aviación comercial. (Reche, 2009).

- **Ala baja:** Quizás la más maniobrable, el ala baja se sitúa bajo el fuselaje del avión. Numerosos aviones corporativos, cazas y aviones acrobáticos utilizan este tipo de disposición (Reche, 2009).

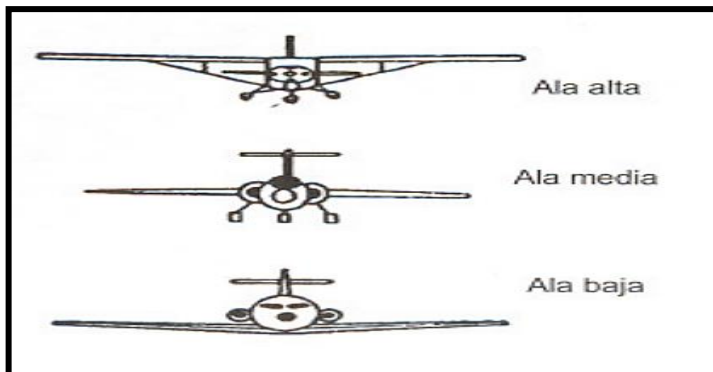


Figura 6 Posiciones fundamentales del ala

Fuente: (Conocimientos del avión, 2007)

2.4.3 Diedro.

Visto el avión de frente, ángulo en forma de "V" que forman las alas con respecto al horizonte. El ángulo diedro puede ser positivo, neutro, o negativo. Volviendo a nuestros brazos en cruz, en posición normal tenemos diedro neutro, si los subimos tienen diedro positivo y si los bajamos tienen diedro negativo (Muños, 2013).



Figura 7 Tipos de diedros

Fuente: (<http://www.manualvuelo.com/PBV/PBV14.htm>, 2004)

2.5 Estructura.

Las alas de un avión están diseñadas para elevarlo al aire. Su diseño particular para cualquier aeronave dada depende de varios factores, como el tamaño, el peso, el uso de la aeronave, la velocidad deseada en vuelo y en el aterrizaje, y la velocidad de ascenso deseada.

Las alas de la aeronave se designan a izquierda y derecha, correspondientes a los lados izquierdo y derecho del operador cuando está sentado en la cabina (U.S. Department of Transportation, 2012).

La estructura interna del ala está constituida de larguero larguerillos y costillas:

- **Largueros:** Son los principales miembros estructurales del ala. Corresponden a los largueros del fuselaje. Corren paralelos al eje lateral de la aeronave, desde el fuselaje hacia la punta del ala, y generalmente están unidos al fuselaje mediante accesorios de ala. (U.S. Department of Transportation, 2012).
- **Larguerillos:** Se emplea para reforzar la estructura del ala estos miembros estructurales se sitúan de forma longitudinal a través de las costillas con se muestra en la fig 2.7, los largeros proporcionan así mismo la superficie necesaria para unir con remaches la chapa del recubrimiento del ala. (U.S. Department of Transportation, 2012).
- **Costillas:** Las costillas son elementos transversales del ala y cumplen dos funciones:
 - A. Dar forma al contorno del ala.
 - B. Añadir rigidez y resistencia al con junto. (U.S. Department of Transportation, 2012) .

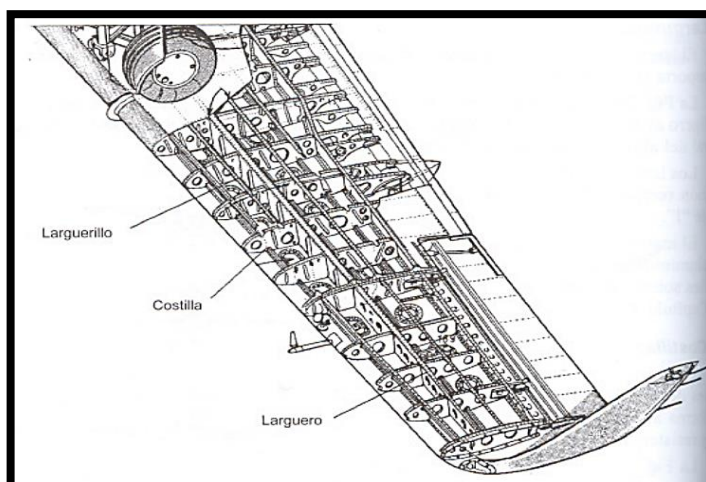


Figura 8 Estructura del ala.

Fuentes: (Conocimientos del avión, 2007)

2.6 Ensayos no destructivos.

Los ensayos no destructivos (Nondestructive Inspection) es cualquier tipo de prueba practicada a un material que no altere de forma permanente sus propiedades físicas, químicas, mecánicas o dimensionales. Los diferentes métodos de ensayos no destructivos se basan en la aplicación de fenómenos físicos tales como ondas electromagnéticas, acústicas, elásticas, emisión de partículas subatómicas, capilaridad, absorción y cualquier tipo de prueba que no implique un daño considerable a la muestra examinada. (Muñoz, 2009).

2.6.1 Inspección visual.

Una inspección visual es el principal método de inspección para la mayoría de los tipos de daños penetran, erosionan o astillan la superficie compuesta, haciendo que el daño sea visible. Una vez que se detecta el daño, el área afectada debe inspeccionarse más de cerca usando linternas, lupas, espejos y boroscopios. La inspección visual no puede encontrar fallas internas. (U.S. Department of Transportation, 2012)

Propósito de la inspección visual:

- Proporcionar una evaluación general de la condición de una estructura, componente o sistema.
- Proporcionar detección temprana de defectos antes de que alcancen tamaño crítico.
- Detecta errores en el proceso de fabricación.
- Obtener más información sobre la condición de un componente.
- mostrando evidencia de un defecto.

2.6.2 Prueba sonora audible.

Esta técnica, a veces denominada audio, sónico o de moneda. La prueba de tap es quizás la técnica más común utilizada para la detección de delaminación y / o desunión. El método se logra tocando el área de inspección con un disco redondo sólido o un dispositivo parecido a un martillo liviano y escuchando la respuesta de la estructura al martillo, como se muestra en la figura 9. (Reche, 2009).

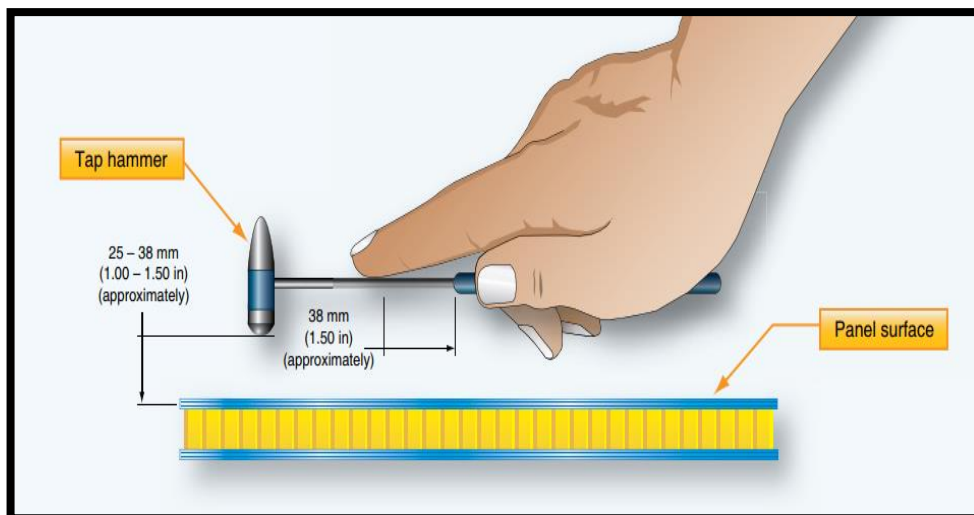


Figura 9 Parámetros de técnica audible

Fuentes: (U.S. Department of Transportation, 2012)

2.6.3 Inspección por ultrasonido.

La inspección ultrasónica ha demostrado ser una herramienta muy útil para la detección de delaminaciones internas, vacíos o inconsistencias en componentes compuestos que de otro modo no serían discernibles utilizando la metodología visual o tap. Cada técnica de ultrasonido técnica usa energía de onda de sonido con una frecuencia superior al rango audible.

Como se muestra en la figura 10, Se introduce una onda de sonido de alta frecuencia (generalmente varios MHz) en la parte y puede dirigirse a un desplazamiento normal a la superficie de la pieza, a lo largo de la superficie de la pieza, o en algún ángulo predefinido a la pieza superficie. El sonido introducido se supervisa a medida que viaja su ruta asignada a través de la parte para cualquier cambio significativo.

Cuando una onda ultrasónica golpea un objeto que interrumpe, la onda o energía se absorbe o se refleja de nuevo en la superficie. La energía sónica interrumpida o disminuida es captada por un transductor receptor y convertida en una pantalla le permite al operador evaluar las indicaciones discrepantes comparativamente con aquellas áreas que se sabe que son buenas (U.S. Department of Transportation, 2012).

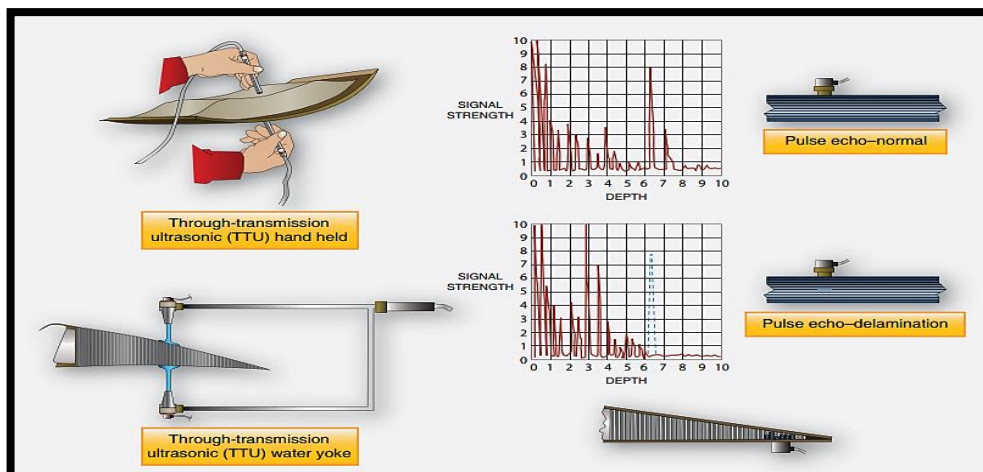


Figura 10 Inspección de ultrasonido

Fuente: (U.S. Department of Transportation, 2012)

2.6.4 Inspección por rayos X.

Inspección por rayos X es un método NDI muy útil porque, esencialmente permite ver el interior de la pieza. Este método de inspección se logra pasando rayos X a través de la pieza o conjunto que se está probando mientras se registra la absorción de los rayos sobre una película sensible a los rayos X.

Dado que el método registra cambios en la densidad total a través de su espesor, no es un método preferido para detectar defectos tales como delaminaciones que se encuentran en un plano que es normal a la dirección del rayo. Sin embargo, es el método más efectivo para detectar fallas paralelas a la línea central del haz de rayos X. Los operadores siempre deben estar protegidos por escudos de plomo suficientes, ya que existe la posibilidad de exposición del tubo de rayos X o de la radiación dispersa. Mantener una distancia de seguridad mínima de la fuente de rayos X es siempre esencial. (U.S. Department of Transportation, 2012).

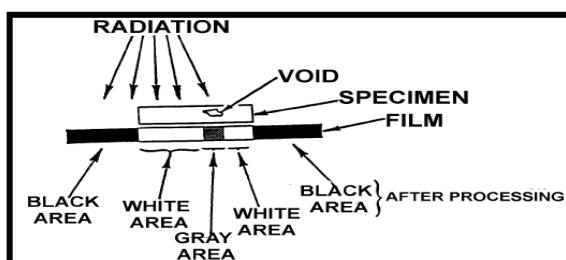


Figura 11 Inspección por rayos X

Fuente: (AC 43.13-1B, 1998)

2.6.5 Termografía.

La inspección térmica comprende todos los métodos en los que se utilizan dispositivos de detección de calor para medir las variaciones de temperatura de las piezas bajo inspección. El principio básico de la inspección térmica consiste en medir o mapear las temperaturas de la superficie cuando el calor fluye desde, hacia o través de un objeto de prueba.

Normalmente, se usa una fuente de calor para elevar la temperatura de la pieza que se está examinando mientras se observan los efectos de calentamiento de la superficie. Debido a que las áreas libres de defectos conducen el calor de manera más eficiente que las áreas con defectos, la cantidad de calor absorbido o reflejado indica la calidad de la unión.

El tipo de defectos que afectan las propiedades térmicas incluyen desprendimientos, grietas, daños por impacto, adelgazamiento del panel y entrada de agua en materiales compuestos y núcleo de nido de abeja. (U.S. Department of Transportation, 2012).

2.6.6 Inspección de partículas magnéticas.

La inspección de partículas magnéticas es un método para detectar grietas, vueltas, juntas, huecos, pozos subsuperficiales y otras discontinuidades superficiales o ligeramente subsuperficiales en materiales ferromagnéticos. La inspección de partículas magnéticas puede usarse solo en materiales ferro-magnéticos (hierro y acero). Las partículas magnéticas se aplican sobre una superficie seca, en forma de polvo o húmeda, como partículas en un vehículo líquido como aceite o agua. (US DEPARTAMEN OF TRANSPORTATION , 1998).

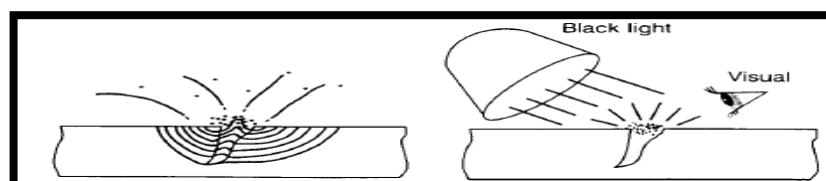


Figura 12 Detección de grietas por inspección de partículas magnéticas.

Fuente: (AC 43.13-1B, 1998)

2.6.7 Inspección de líquidos penetrantes.

Componentes metálicos y no metálicos para encontrar discontinuidades de materiales que están abiertas a la superficie y que pueden no ser evidentes para la inspección visual normal. La pieza debe estar limpia antes de realizar una inspección penetrante. El objetivo básico de la inspección penetrante es aumentar el contraste visible entre una discontinuidad y su fondo.

Esto se logra aplicando un líquido de alta potencia de penetración que ingresa en la apertura superficial de una discontinuidad. El exceso de penetrante se elimina y luego se aplica un material de revelado que extrae el líquido del defecto sospechado para revelar la discontinuidad. La evidencia visual del defecto sospechado se puede ver ya sea por un contraste de color en luz blanca visible normal o por fluorescencia bajo luz ultravioleta negra. El método penetrante es efectivo para detectar defectos superficiales en metales no magnéticos y en una variedad de materiales no metálicos (US DEPARTAMEN OF TRANSPORTATION , 1998).

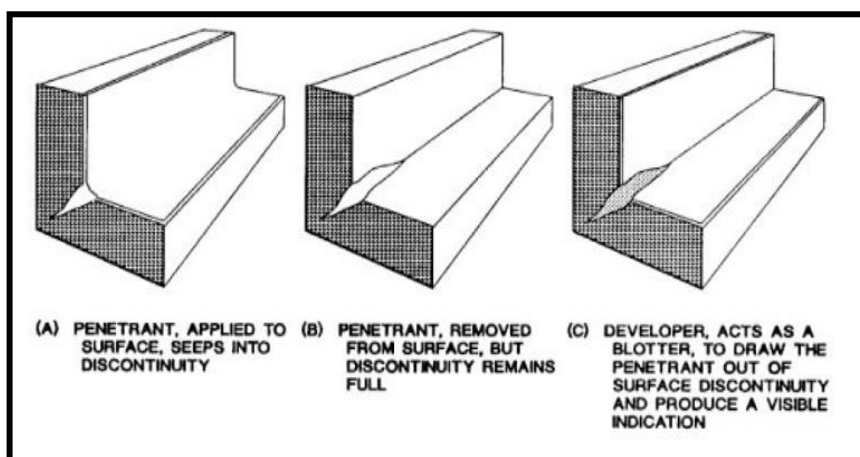


Figura 13 Acción penetrante y revelado

Fuente: (AC 43.13-1B, 1998)

2.6.8 Holografía.

La holografía es una técnica NDI que utiliza ondas de luz visibles junto con equipos fotográficos para crear una imagen tridimensional. El proceso utiliza dos rayos láser, uno llamado haz de referencia y el otro llamado haz de objeto.

Los dos rayos láser se dirigen a un objeto, entre aplicaciones de haz el componente está estresado. Los haces se comparan y graban en una película u otro medio de grabación electrónica, creando una doble imagen. Las indicaciones de tensiones o defectos aplicados se muestran como imágenes virtuales con un sistema de líneas laterales superpuestas a la pieza. La holografía se usa con mayor frecuencia para la evaluación rápida de defectos superficiales en estructuras compuestas (US DEPARTMENT OF TRANSPORTATION , 1998).

2.7 Tipos Inspecciones.

Las inspecciones se realizan de acuerdo a distintos factores tales como horas, ciclos, o daños; esto se realiza con el fin de prevenir accidentes y de mantener la aeronavegabilidad de la aeronave. El piloto al mando de una aeronave civil es responsable de determinar si esa aeronave está en condiciones de vuelo seguro. Por lo tanto, la aeronave debe ser inspeccionada antes de cada vuelo. Los técnicos de mantenimiento aeronáutico deben realizar inspecciones más detalladas al menos una vez cada 12 meses calendario, mientras que otras después de cada 100 horas de vuelo deben inspeccionarlas (Tecnología, 2018).

2.7.1 Inspección de pre-vuelo.

Es la inspección realizada antes del vuelo para verificar que la aeronave está apta para el vuelo que se intenta realizar. No incluye una rectificación de defecto. (Tecnología, 2018).

2.7.2 Inspección en proceso.

Es una inspección que garantiza un nivel adecuado de seguridad de un cambio de componente de aeronave, una reparación, una modificación y acciones correctivas de mantenimiento necesarias para solucionar las no conformidades derivadas de las tareas de mantenimiento de verificación de la condición de la aeronave o componente de aeronave. Estas inspecciones no deben ser confundidas con los ítems de inspección requerida (RII), los cuales son definidos por el operador (Tecnología, 2018).

2.7.3 Inspección diaria.

Consisten en una comprobación del nivel de aceite, el cual debe ser revisado entre 15 y 30 minutos después de que los motores se apaguen, de cara a conseguir una lectura precisa del mismo. Esto significa que el nivel de aceite no puede ser comprobado, por tanto, antes del primer vuelo del día. No obstante, si se tuviera que comprobar el nivel de aceite de manera previa al primer despegue, la aeronave debe efectuar un rodaje de, como mínimo, dos minutos para calentar el aceite. Aunque dicho procedimiento no es habitual, puede resultar necesario en determinados casos (Tecnología, 2018).

2.7.4 Inspección de 48 horas

Este tipo de revisiones reemplaza a la revisión diaria en el caso relativo a muchos modelos de aeronaves. Las inspecciones de 48 horas son realizadas cada dicho intervalo temporal, dependiendo de las especificaciones concretas de la aerolínea. Pueden incluir comprobaciones más detalladas que las inspecciones diarias y algunos ejemplos de inspecciones que son llevadas a cabo son la comprobación de ruedas y de frenos, la reposición de fluidos (aceite del motor, líquido hidráulico...) (Tecnología, 2018).

2.7.5 Inspección de horario límite

Algunas inspecciones presentan tareas de mantenimiento asignadas en función del número de horas que el sistema en cuestión haya estado operando. Dicha asignación se establece para las inspecciones de motores, controles de la aeronave y otros sistemas que se encuentren operando de manera continuada durante el vuelo y/o la rodadura (Tecnología, 2018).

2.7.6 Inspección de ciclo límite de operación

Para otros sistemas de la aeronave se realizan tareas de mantenimiento según el seguimiento de una planificación determinada que depende del número de ciclos operativos operados. Por ejemplo, el tren de aterrizaje sólo se utiliza en los despegues y en los aterrizajes, operaciones cuyo número varía en función de la planificación del vuelo.

La estructura, los componentes de los motores, las palas de las turbinas y otros componentes se encuentran sujetos a esfuerzos cíclicos, de modo que presentarán numerosas tareas de mantenimiento (Tecnología, 2018).

2.7.7 Inspección PS

Algunas grandes aerolíneas, realizan inspecciones cada 2 ó 3 días, lo cual es denominado como “Servicio Periódico” (“Periodic Service” = PS). En ellas, la aeronave es inspeccionada de forma visual y el libro de registros es revisado por existieran necesidades de mantenimiento (Tecnología, 2018)

Las revisiones de este tipo suelen ser realizadas de noche o durante el día, en períodos de inactividad de la aeronave, y suelen conllevar un esfuerzo estimado de dos horas-hombre de media (Tecnología, 2018).

2.7.8 Inspección de letra

Dichas revisiones se identifican con las letras A, B, C y D. Esta clasificación, explicada posteriormente, hace que se tenga un programa de mantenimiento óptimo que permite que las revisiones sean realizadas en el momento más apropiado para el sistema o equipamiento en cuestión. Esto hace el programa más adaptable a las necesidades del operador. Sin embargo, algunos operadores optan por seguir organizando el mantenimiento en bloques, por intervalos de horas o ciclos (Tecnología, 2018).

- **Inspección A:** Se realizan cada 400-600 horas o cada 200-300 ciclos (el despegue y el aterrizaje son considerados como un solo ciclo para la aeronave), en función del tiempo de aeronave. Son necesarias entre 50 y 70 horas-hombre y, normalmente, son realizadas en los hangares en tierra, presentando unas duraciones mínimas de 10 horas (Tecnología, 2018).
- **Inspección B:** Se realizan, aproximadamente, cada 6-8 meses. Son necesarias entre 160 y 180 horas-hombre, dependiendo del tipo de aeronave, y presentan una duración de entre 1 y 3 días, siendo dichas inspección realizadas en los hangares de los aeropuertos (Tecnología, 2018).

- **Inspección C:** Se realizan cada 20-24 meses, cuando la aeronave cumple con un número determinado de horas de vuelo (“Flight hours” = FH), aunque la regularidad de este tipo de inspección también puede ser fijada por el fabricante. Son mucho más profundas que las revisiones B, puesto que requieren la inspección de un número de piezas mucho mayor. Estas revisiones dejan fuera de servicio a la aeronave, la cual no puede abandonar el lugar de mantenimiento hasta que la verificación haya sido completada. Dicho control requiere, también, un mayor espacio que las inspecciones A y B, de modo que se lleva a cabo en un hangar de una base de mantenimiento.

El tiempo necesario para completar las revisiones C es de 1-2 semanas, suponiendo un esfuerzo estimado de 6000 horas-hombre (Tecnología, 2018).

- **Inspección D:** Son las inspecciones más completas y exigentes para la aeronave. Se trata de un tipo de chequeo efectuado, aproximadamente, cada 6 años, y consiste en una inspección en la que se trata, prácticamente, a la totalidad de la aeronave para su inspección y reparación. En este caso, incluso la pintura debe ser retirada en su totalidad, de cara a una inspección más profunda que la realizada en el fuselaje (Tecnología, 2018).

Este tipo de revisiones suele conllevar, generalmente, un esfuerzo aproximado de 50000 horas/hombre, y es llevada a cabo en unos dos meses, dependiendo todo ello de la aeronave y del número de técnicos encargados de llevar a cabo dicha labor. (Tecnología, 2018).

2.7.9 Inspección anual / 100 horas

El Título 14 del Código de Regulaciones Federales (14 CFR), parte 91, analiza los requisitos básicos para las inspecciones anuales y de 100 horas. Con algunas excepciones, toda la aeronave debe tener una inspección completa anualmente.

Las aeronaves que se utilizan con fines comerciales y es probable que se utilicen con más frecuencia que las aeronaves no comerciales deben tener esta inspección completa cada 100 horas. (Tecnología, 2018).

Una lista de verificación debidamente escrita. Aunque el alcance y el detalle de las inspecciones anuales y de 100 horas es idéntico, existen dos diferencias significativas. Una diferencia involucra a personas autorizadas para llevarlas a cabo. Un técnico de mantenimiento certificado de fuselajes y plantas de energía puede realizar una inspección de 100 horas, mientras que una inspección anual debe ser realizada por un técnico de mantenimiento certificado de fuselajes y centrales eléctricas con autorización de inspección. La otra diferencia implica un sobrevuelo autorizado de un máximo de 100 horas antes de la inspección (Tecnología, 2018)

2.7 Stress en miembros estructurales

El diseño de los miembros estructurales de una aeronave debe realizarse de manera que acepte todas las tensiones que le imponen las cargas de vuelo y tierra sin deformación permanente.

La estructura sufre distintos stress tales como:

- **Tensión** La tensión es el estrés que resiste una fuerza que tiende a separarse. El motor empuja el avión hacia adelante, pero la resistencia del aire intenta contenerlo. El resultado es la tensión, que tiende a estirar el avión. La resistencia a la tracción de un material se mide en libras por pulgada cuadrada (psi) y se calcula dividiendo la carga (en libras) requerida para separar el material por su área de sección transversal (en pulgadas cuadradas (U.S. Department of Transportation, 2012)).
- **Compresión** el estrés que resiste una fuerza aplastante, tiende a acortar o apretar las piezas de los aviones. Bajo una carga de compresión, un miembro no perforado es más fuerte que un miembro idéntico con agujeros taladrados a través de él.

Sin embargo, si un tapón de material equivalente o más fuerte se ajusta herméticamente en un miembro perforado, transfiere cargas de compresión a través del orificio, y el miembro soporta aproximadamente una carga tan grande como si el agujero no estuviera allí. Por lo tanto, para cargas de compresión, el área bruta o total se puede usar para determinar la tensión en un miembro si todos los agujeros están bien conectados con un material equivalente o más resistente (U.S. Department of Transportation, 2012).

- **Corte:** El estrés cortante es una fuerza que tiende a separar el material de forma tangencial. Dos placas remachadas en tensión someten los remaches a una fuerza cortante. Por lo general, la resistencia al corte de un material es igual o menor que su resistencia a la tracción o a la compresión.

El esfuerzo de cizalladura concierne al técnico de aviación principalmente desde el punto de vista de las aplicaciones de remaches y pernos, particularmente cuando se une una chapa metálica, porque si un remache utilizado en una aplicación de cizallamiento cede, las piezas remachadas o atornilladas se empujan hacia los lados (OÑATE, 2011).

- **Dobles:** La tensión de dobles resiste la fuerza que el remache o el perno coloca en el agujero. Como regla, la resistencia del sujetador debe ser tal que su resistencia al corte total sea aproximadamente igual a la resistencia total del material de la lámina. Como se muestra en la figura 13 (OÑATE, 2011).
- **La torsión:** Es el estrés que produce torsión. Mientras mueve la aeronave hacia adelante, el motor también tiende a girarla hacia un lado, pero otros componentes de la aeronave la mantienen en curso. Por lo tanto, se crea torsión. La resistencia a la torsión de un material es su resistencia a la torsión o al par (esfuerzo de torsión). El estrés resultante de esta acción son los esfuerzos cortantes causados por la rotación de planos adyacentes uno al otro alrededor de un eje de referencia común en ángulo recto.

Esta acción puede ilustrarse con una varilla fijada sólidamente en un extremo y retorcida por un peso colocado en un brazo de palanca en el otro, produciendo el equivalente de dos fuerzas iguales y opuestas que actúan sobre la varilla a cierta distancia una de la otra. Se establece una acción de cizallamiento a lo largo de toda la varilla, con la línea central de la varilla representando el eje neutral (U.S. Department of Transportation, 2012).

CAPÍTULO III

3.1. Preliminares

Con la aeronave CESSNA150 en la unidad de gestión de tecnologías ESPE en Latacunga, después de su traslado desde las ciudad del Puyo, se comenzó con los procedimientos de inspección de 6000 horas del ala, utilizando la información técnica de la aeronave además de distintos equipos para poder cumplir con todos los ítems de la inspección.



Figura 14 Aeronave Cessna 150 M en la plataforma de la UGT-ESPE

3.2. Medidas de seguridad

Para poder realizar las tareas de forma correcta y que no exista ningún percance o accidente durante todo el proceso de inspección de la aeronave Cessna 150 M en la plataforma de la Unidad de Gestión de Tecnologías ESPE, se utilizara overol zapatos puntas de acero, guantes, gafas.



Figura 15 Equipo de protección personal

3.3. Ubicación de la aeronave

3.3.1. Materiales

Tabla 2
Elementos de remolque

Materiales	Cantidad
Barra de remolque	1
Flexómetro	1
Tacos	2

3.3.2. Proceso

La aeronave se encuentra en la plataforma de la Unidad de Gestión de Tecnologías – ESPE, donde es necesario asegurar la aeronave y verificar el espacio de separación con el resto de aviones.



Figura 16 Aeronave en la plataforma de la Unidad de Gestión de Tecnologías ESPE.

Como primer paso para tener una mayor seguridad se tomó medidas con el flexómetro, para verificar que esta se encuentre en una separación adecuada, para que cuando exista algún movimiento brusco producido por el viento, no se tope con las aeronaves que se encuentran en la plataforma.

Además, se colocaron los tacos en los trenes de la aeronave, que cumplen la función de asegurar la aeronave y evitar que esta se mueva de adelante hacia tras, o se resbale y se impacte con los demás aviones de la plataforma en el transcurso de la tarea a realizar.



Figura 17 Tacos en el tren de nariz

3.4. Información técnica

Para realizar la tarea de inspección es necesario tener la información técnica de cualquier aeronave que se puede obtener de los manuales de mantenimiento, en este caso se usará el SERVICE MANUAL, en este manual se puede encontrar la afectividad de la aeronave y los procesos que se deben seguir para cada tarea de mantenimiento.

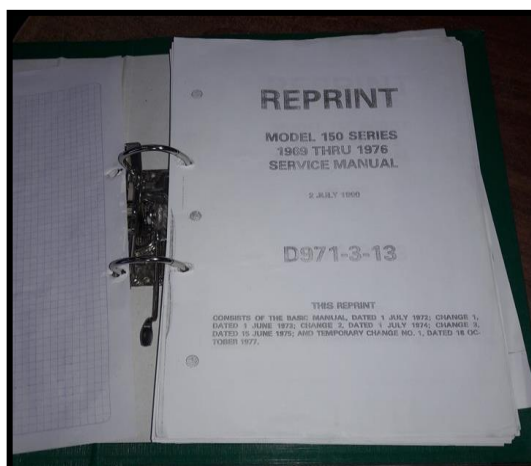


Figura 18 Service Manual

Para poder encontrar la tarjeta de inspección primero nos dirigimos a la sección 2A-10-01 inspection time limits (límites de tiempos de inspecciones) en donde nos detalla la tarea (task) el intervalo en la que debe ser realizada (Interval) y las zonas donde debe ser realizada (Referirse al anexo D ultimo parrafo,2A-10-01 pag.3)

CESSNA AIRCRAFT COMPANY
MODEL 150 SERIES (1969 - 1976)
SERVICE MANUAL

REV. STATUS	TASK	INTERVAL	OPERATION	ZONE
	Inspect horizontal stabilizer and elevator including inspection of the cables, the hinge bolts, hinge assembly, and the attachment brackets. Refer to Section 2A-14-10, Supplemental Inspection Document 55-15-01, for inspection procedure.	Initial 10,000 hours or 20 years, whichever occurs first. Repeat 10,000 hours or 4 years, whichever occurs first.	330	340
	Inspect horizontal stabilizer forward attachments. Refer to Section 2A-14-11, Supplemental Inspection Document 55-15-01, for inspection procedure.	Initial 100 hours or 1 year, whichever occurs first. Repeat 100 hours or 1 year, whichever occurs first.	330	340
	Inspect vertical stabilizer without brackets and horizontal stabilizer. Refer to Section 2A-14-12, Supplemental Inspection Document 55-15-02, for inspection procedure.	Initial 2,000 hours or 4 years, whichever occurs first. Repeat 2,000 hours or 4 years, whichever occurs first.	310	320
	Inspect vertical stabilizer and center, including spars, ribs, hinge bolts, hinge assembly and attach fittings. Refer to Section 2A-14-13, Supplemental Inspection Document 55-15-01, for inspection procedure.	Initial 10,000 hours or 20 years, whichever occurs first. Repeat 10,000 hours or 4 years, whichever occurs first.	330	
	Inspect rudder spar. Refer to Section 2A-14-14, Supplemental Inspection Document 55-15-01, for inspection procedure.	Initial 100 hours or 1 year, whichever occurs first. Repeat 100 hours or 1 year, whichever occurs first.	330	
	This interval is for typical usage environment. 1. Inspect initial wing structure and wing attachment to fuselage including working rivets. 2. Inspect flap actuator suspension structure. Refer to Section 2A-14-15, Supplemental Inspection Document 57-11-01, for inspection procedure.	Initial 12,000 hours or 20 years, whichever occurs first. Repeat 12,000 hours or 10 years, whichever occurs first.	610	610
	This interval is for severe usage environment. 1. Inspect initial wing structure and wing attachment to fuselage including working rivets. 2. Inspect flap actuator suspension structure. Refer to Section 2A-14-15, Supplemental Inspection Document 57-11-01, for inspection procedure.	Initial 6,000 hours or 10 years, whichever occurs first. Repeat 6,000 hours or 5 years, whichever occurs first.	610	610

D971-3-13 Temporary Revision Number 5 - May 1970-15
© Cessna Aircraft Company

2A-10-01 Page 3
Jun 15/1975

Figura 19 Service Manual

La tarjeta de inspección suplementaria correspondiente a la inspección de 6000 horas o 10 años de las alas se encuentran en la sección 24-10-01 página 3 en el último ítem, en el cual se explica de forma general cual es la principal tarea de la inspección, y nos dirige a la sección 2A-14-15 en donde se encuentra el proceso más detallado. (Referirse anexo A)

CESSNA AIRCRAFT COMPANY
MODEL 150 SERIES (1969 - 1976)
SERVICE MANUAL

SUPPLEMENTAL INSPECTION NUMBER: 57-11-01

- TITLE: Wing Structure Inspection
- EFFECTIVITY: 15000000 Rev 15078205, F15000300 Rev F15001338, F15000001 Rev A 1500004, F15000001 Rev F15001203, F15000021 Rev F15000311

INSPECTION COMPLIANCE	
TYPICAL	INITIAL 12,000 Hours or 20 Years (NOTE)
	REPEAT 2,000 Hours or 15 Years (NOTE)
SEVERE	INITIAL 6,000 Hours or 10 Years (NOTE)
	REPEAT 1,000 Hours or 5 Years (NOTE)

NOTE: Refer to Note 1, Section 2A-14-00

- PURPOSE: To ensure structural integrity of the wing structure.
- INSPECTION INSTRUCTIONS:
 - Open all access panels and remove all fairings and the wing lips from the wings. Refer to the appropriate Model 150 Service Manual.
 - Visual inspection
 - Clean area before inspecting if grease or debris is present.
 - Visually inspect the wing structure for damage, cracked or cracked parts. Use a boroscope or magnifying glass where required.
 - Pay particular attention to the wing attach area. Visually inspect both the fuselage and wing where the wing attaches to the carry-through in the fuselage.
 - Visually inspect for working rivets at the ribbed portion of the main wing spar.

NOTE: Working rivets will have a trail of black dust deposited from the fastener. This dust is oxidized aluminum produced by the fastener moving in the hole.

Figura 20 Service Manual, sección 2A-14-15

En la sección 2A-14-15 se puede observar el número de inspección suplementaria 57-11-01 en donde el título es “*inspección de la estructura del ala*”, correspondiente a las 6000 horas (Referirse al anexo A 2A-14-15 pj 1-2).

Además, que también se debe realizar la sección 24-14-19 con el número de inspección suplementaria 57-40-01 con el título “*inspección del montante y hoyos del montante*” (ver anexo A literal 8 2A-14-15 pg 2).

Con las tarjetas de inspección localizada en el manual se pudo comenzar con los primeros pasos para realizar la inspección además ya tenemos todos los ítems que tenemos que cumplir a lo largo de esta tarea. (Referirse al anexo A-B)

3.5. Limpieza de la aeronave

3.5.1. Materiales.

Tabla 3
Materiales para la limpieza

Materiales	Cantidad
Tela pañal	4 m
Guantes	3
Alcohol etílico	1 gl
Equipo de protección personal	1
Brocha	2
Balde	1

3.5.2. Proceso

- **Limpieza externa**

Antes de realizar cualquier tarea de mantenimiento se debe contar con el equipo de protección personal (EPP) necesario para evitar incidentes en el transcurso de la tarea y son los siguientes; overol, zapatos puntas de acero y guantes, los mismos que brindaran protección a la persona en el caso que sucediera algún siniestro imprevisto en el transcurso de la tarea.

Como la aeronave estuvo estacionada en una zona con mucho polvo y corre mucho el viento se fue acumulando una capa de polvo al redor de la superficie la cual no permitía tener una visión optima del área y poder identificar las discrepancias en la parte externa de la aeronave por lo cual es necesario remover dicha capa.



Figura 21 Superficie del ala

Con la ayuda de un recipiente con agua y tela pañal para poder remover la suciedad de la superficie se procedió con la limpieza, y con esto se puede ayudar a la conservación de la pintura.

Se froto toda la superficie con la tela pañal tratando de no saltar ninguna zona del ala, hay que prestar más atención a las áreas de unión donde es común que se acumule el polvo.



Figura 22 Limpieza de la superficie alar.

Terminada la limpieza de la superficie de las alas su puede visualizar las imperfección o discrepancias que pudieran estar ocultas bajo la capa de polvo, para esto con la ayuda de la tela pañal y agua se logró remover las capas de polvo que cubría la capa externa de la aeronave.

- **Limpieza interna**

Para realizar la limpieza interna fue necesario como primer paso identificar la ubicación de las tapas de inspección de las alas y establecer las herramientas necesarias para poder remover y acceder a la parte interna.



Figura 23 Tapas de inspección en el ala.

Se identificaron que existían 7 tapas de inspección en el ala izquierda y 6 en el ala derecha, que se encontraban aseguradas con 3-5 tornillos dependiendo el tamaño, y que están ubicada en lugares estratégicos para poder acceder a la parte interna.

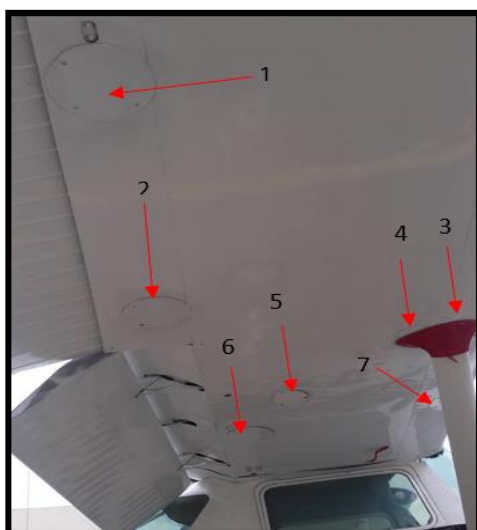


Figura 24 Ala izquierda

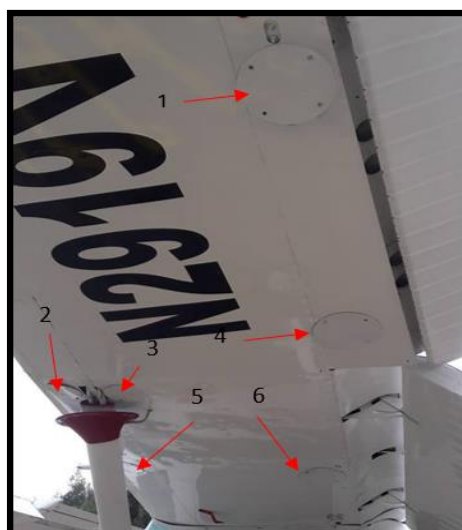


Figura 25 Ala derecha

Con un destornillador estrella se procedió con la remoción de los tornillos uno por uno que aseguran las tapas de inspección al fuselaje y evitan que en vuelo se salgan o se dañen, como manda el manual para realizar la limpieza interna (referirse anexo A literal 4A ,24-14-15 pj 1).



Figura 26 Destornillando las tapas de inspección.

Fue necesario remover el carenado y el ping que sirve para asegurar la aeronave a tierra que se encuentran en el strut, para esto fue necesario la ayuda una llave N°10 para poder quitar la tuerca que lo mantenía en su lugar, ya que estos dos elementos no permitían tener acceso a las 2 tapas de inspección cerca del strut.



Figura 27 Carenado y ping de aseguramiento a tierra del strut

Removidas las tapas de inspección se procedió a señalar, para ser guardadas de la siguiente manera, los tornillos se colocaron en bolsas de plásticos, pegándolas a su respectiva tapa de inspección, y se las coloco en un lugar donde no estorbaran y no van hacer movidas en el transcurso de la tarea y evitar que en el proceso de limpieza se extravíen ya que por lo general al manipular elementos pequeños estos tienden a perderse por algún movimiento de la superficie en donde se encuentran.



Figura 28 Tapas de inspección removidas.

Teniendo acceso a la parte interna de las alas se realizó una revisión previa para ver cuáles son las partes que se tiene que poner principal atención en la limpieza tales como los miembros estructurales principales, los accesos y lugares en donde está sometido a un stress constante que con el uso y paso del tiempo pudiera generar alguna discrepancias o discontinuidad en los materiales.



Figura 29 Acceso a la parte interna del ala

Se identificó que en la parte interna se encontraba con basura, polvo y nidos de animales pequeños, debido a que la aeronave estuvo parada y sin uso en un lugar donde existía la presencia de estos insectos.



Figura 30 Nido de insecto dentro del ala

Se verificó que las partes con más suciedad, es donde se puede acceder a la parte interna del ala fácilmente y no contaban con alguna protección para evitar su ingreso, las cuales fueron la parte de unión de los alerones a las alas, en las partes alrededor de los accesos de inspección en donde se encontró una gran cantidad de suciedad que evitaba poder observar con claridad las discrepancias.



Figura 31 Espacio entre el ala y el alerón

Para empezar la limpieza fue necesario remover los montículos de suciedad y tierra que existían en algunos lugares específicos, que dificultaría la limpieza de la parte interna para eso se usaron brochas y en algunos casos con la ayuda de un destornillado tratando de no rosar la estructura y esta manera facilitar los trabajos de limpieza.



Figura 32 Montículo de tierra en el interior del ala

Con la ayuda de una brocha se sacó el polvo, suciedad y otros elementos que se encontraban adheridos a las paredes de la estructura interna además de los residuos que quedaron de la remoción de los montículos de tierra y nidos que se encontraron, para tener más facilidad de limpieza.



Figura 33 Limpieza con brocha

Una vez sacado todo los restos sólidos y polvo con la ayuda de tela pañal, waipe, se procedió a realizar la remoción de aceite y suciedad que quedaron adheridas a las paredes internas y no salieron con la brocha, ya que el alcohol etílico es un buen removedor debido a que disuelve y quita la adherencia de las grasas se realizó la limpieza y de esta manera quedo total mente limpio para no tener obstrucción que causen confusión durante la tarea de inspección.



Figura 34 Limpieza parte interna del ala

Se realizó el mismo proceso de uno en uno en los accesos de inspección poniendo principal atención a los lugares alrededor de los accesos, las paredes y en partes donde se unen los distintos elementos estructurales del ala, ya que en estas zonas se acumulan una gran cantidad de suciedad.



Figura 35 Miembro estructural

Una vez terminado la limpieza de la parte interna, por cada uno de los accesos de inspección, con la ayuda de una linterna se verifica si no ha quedado algún lugar con suciedad o se ha pasado por alto al momento de realizar la limpieza.



Figura 36 Verificación de limpieza.

3.5.3 Resultado

Una vez finalizada la limpieza de manera satisfactoria, se puede comenzar con los procesos de inspección ya que se puede observar las discrepancias de mejor manera, tal como dicta el service manual en la tarjeta de inspección 24-14-15.



Figura 37 Parte interna limpia.

3.6. Inspección de la estructura interna de las alas.

El propósito de esta inspección es verificar la integridad estructural del ala, debido a que estas están sujetas a diferentes estreses además por las condiciones del clima estas tienden a desgastarse, y con el paso del tiempo se deterioran naturalmente.

3.6.1. Materiales.

Tabla 4
Materias para la inspección del ala

Materiales	Cantidad
Destornillador estrella	1
Linterna	1
Equipo de protección personal	1
Espejos	2

3.6.2. Proceso

La aeronave Cessna 150 M no ha sido inspeccionado internamente por periodo largo de tiempo por lo cual es necesario una inspección a fondo para encontrar los problemas que se tienen que corregir. Para realizar la tarea de inspección del ala es necesario primero obtener la información técnica y el procedimiento que se debe seguir para proceder con la inspección de 6000 horas que se encuentra en el service manual de la CESSANA 150M.

Se removió todas las tapas de inspección de las alas las cuales están colocadas de forma estratégica para permitirnos tener acceso al interior del ala además que estas permiten mantener la forma aerodinámica del ala al cubrir los accesos.



Figura 38 Removiendo tapas de inspección

Con la ayuda de un destornillador estrella se fueron removiendo uno por uno los tornillos de las tapas de inspección y colocando en una bolsa para que no se extravíen mientras se siguen removiendo las demás tapas de inspección.



Figura 39 Tapas de inspección removidas

También como manda el manual se remueve los carenados que se encuentran en las puntas de ala y la unión ala-fuselaje que cumple la función de mantener la forma aerodinámica en las zonas de unión de la aeronave.



Figura 40 Remoción de puntas de ala

Una vez removidos todos los accesos y quitado los carenados se tiene total acceso a la parte interna de la aeronave la cual tenía que ser inspeccionada.



Figura 41 Remoción de carenados del ala

Como ya se realizó una limpieza previa de las alas en los ítems anteriores con la ayuda de una tela pañal se frota por la superficie sobre los alrededores de los accesos debido a que en esta zona es muy común que se llene de suciedad rápidamente debido a la manipulación o las condiciones externas y con esto poder inspeccionar de manera más rápido y eficiente los accesos.



Figura 42 Limpieza de bordes de tapas de inspección

Se realizó una inspección visual en los alrededores de los accesos en busca de desgaste corrosión y rajaduras, ya que se están removiendo y colocando constante mente, además que existe un rozamiento entre las láminas que puede causar desgaste o alguna otra inconformidad. El proceso se repitió en todos los accesos de inspección, buscando alguna discrepancia que sea necesario corregir.



Figura 43 Inspección de los bordes de los accesos

Para mayor facilidad de inspección visual se comenzará ordenadamente de izquierda a derecha, para no olvidar inspeccionar algún acceso a la parte interna del ala, de esta manera se podrá cumplir con la tarea de forma más eficiente y poder alcanzar los lugares más difíciles tal y como ordena el manual de servicio de la aeronave.



Figura 44 Orden de inspección de los accesos

Se comenzó con el acceso de la parte izquierda con la ayuda de una linterna ya que a simple vista no se logra observar casi nada, además de que los accesos eran demasiado pequeños como para observar fácilmente; se logró inspeccionar hasta donde permitía dicho acceso, lo cual no se encontró ninguna novedad y está en condiciones óptimas.



Figura 45 Inspección con linterna

Se repitió el mismo procedimiento en todos los accesos hasta terminar el ala derecha, se prestó mayor atención a los principales miembros estructurales como dicta el manual de servicio en la inspección suplementaria correspondiente en donde se busca componentes dañados, corroídos o agrietados que necesitaran alguna corrección, pero se comprobó que se encontraba en perfecto estado y no existía nada que pudiera poner en riesgo a la integridad estructural de ala.



Figura 46 Miembro estructural principal

En el ala izquierda al existir un número menor de accesos que en la derecha fue un poco más rápido, se siguió el mismo procedimiento de izquierda a derecha, para así tener un proceso más eficiente y poder cumplir con una inspección visual completa de la parte interna de la respectiva ala sin dejar ningún lugar olvidado durante el proceso de la tarea.



Figura 47 Inspección al ala izquierda

De igual manera se prestó principal atención a los miembros estructurales principales del ala además que se buscó si existía algún remache que tuviera polvo negro a sotavento como especifica el manual en la inspección suplementaria como dicta el manual en el proceso de inspección literal B de inspección visual. (Referirse anexo A 2A-14-15 pg. 1)



Figura 48 Inspección a miembros estructurales principales del ala

Se realizó una inspección visual las costillas(ribs) del borde posterior y los segmentos de tramo que soportan el actuador del flap o palanca acotada del flap en busca de alguna rajadura o desgaste en ambas alas, ya que estos están en contante stress debido a la actuación del flap tanto en tierra como en aire durante las operaciones de las aeronaves.

3.6.3 Resultado

Una vez finalizado todos los ítems de inspección dictados por el manual se llegó a la conclusión que se encuentra en perfectas condiciones, ya que en trascurso de esta tarea no se encontró corrosión, rajaduras o alguna otra discrepancia que ponga en riesgo la integridad del ala izquierda y derecha, como paso final se coloca las tapas de inspección en su respectivo sitio.



Figura 49 Inspiración de accesos de inspección

3.7 Inspección de unión fuselaje-ala

3.7.1. Materiales

Tabla 5
Materiales para inspección de la unión ala fuselaje

Materiales	Cantidad
Destornillador estrella	1
Linterna	1
Equipo de protección personal	1
Equipo de NDI	1

3.7.2. Proceso

En el manual de mantenimiento al ejecutar esta inspección se realizará una prueba de NDI de corrientes inducidas en los alrededores de los hoyos de los pernos que sujetan al ala, para lo cual se contará con el equipo EDDYSCOPE NORTEC 2000D EDDY CURRENT con el código de LNDI-05 perteneciente a la Unidad de Gestión de Tecnologías.



Figura 50 Equipo de NDI Eddy Current

Como el equipo obtenido para continuar con la inspección suplementaria de los pernos de sujeción dada en el manual de servicio, se removieron los carenados que mantiene la forma aerodinámica en la unión ala-fuselaje para tener acceso a los mismo.



Figura 51 Remoción de carenados

Se realizó una limpieza rápida del espacio que existe entre la unión del ala y el fuselaje en donde se encuentran unidos por medio de los pernos de sujeción en los hoyos de acople en los spar principales, para poder ver la condición de los mismo.

Con la superficie libre de suciedad se procedió a verificar las condiciones de las superficies para realizar NDI que estas estén libres de grasas o algún otro residuo, además se comprobó que la superficie es aluminio.

Se debe tomar en cuenta las señales que dará el instrumento que será una señal repetitiva que al captar una rajadura saltará y reflejará una discontinuidad. (referirse anexo C 2A-13-01 paj 3).

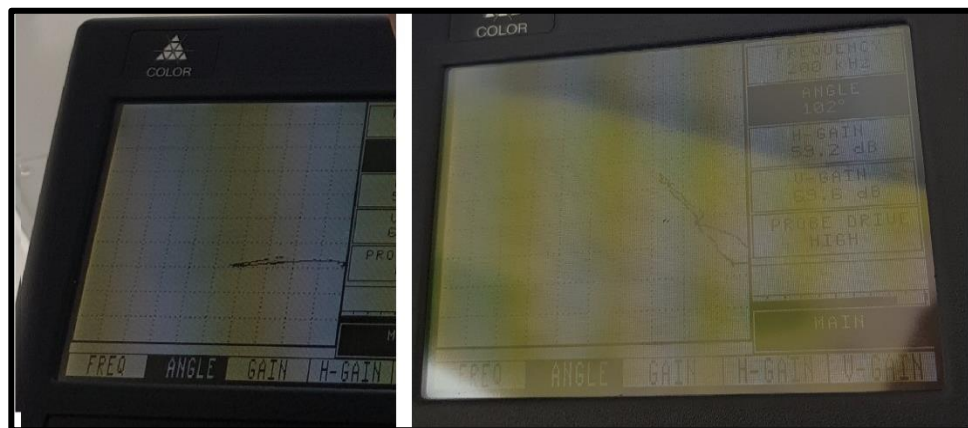


Figura 52 Resultados de la prueba de Eddy Current

La sonda debe tener una frecuencia operativa que tenga las pruebas necesarias de sensibilidad y profundidad de penetración para una pieza de aluminio la frecuencia debe ser aproximadamente 200kHz (Referirse anexo C 2A-13-01 pg. 4 párrafo 1)

Para la calibración del equipo de NDI Eddy Current es necesario primero usar una mueca superficial de profundidad de 0.200 pulgadas (0.508 mm) utilizando un bloque de referencia



Figura 53 Calibración del equipo de Eddy Current

Se debe colocar la sonda en el bloque de referencia lejos de las muescas para establecer un punto nulo.



Figura 54 Probeta en el punto nulo del bloque

Luego levante la sonda del bloque de referencia y verifique la pantalla para ver la respuesta al despegar la sonda, ajuste la pantalla hasta que la respuesta de despegue sea horizontal y hacia la izquierda del punto nulo.



Figura 55 Probeta fuera del bloque

Coloque la probeta en el bloque de referencia y mueva hacia la muesca en el mismo.



Figura 56 Probeta en una muesca del bloque

Ajuste el instrumento para obtener una separación mínima de tres divisiones en la pantalla principal entre el punto nulo y la muesca de referencia la señal de la sonda diferencial debe ser considerada de pico a pico.



Figura 57: Señal en el instrumento de Eddy Current

Debe tener un buen contacto entre la sonda y la pieza a menos que se indique lo contrario en el procedimiento específico, el manual manda a que las partes levemente corroídas se deben limpiar ligeramente con un paño de lijar. Las piezas muy corroídas o pintadas deben rasparse ligeramente y limpiarse localmente en el área donde se realizará la inspección. Pero como no se encontró ninguna novedad solo es necesario un buen contacto de la superficie con la sonda.

Las áreas donde van a ser examinadas es necesario realizar en dos distintas partes en un Angulo de 90 grados para poder tener un resultado más certero, esto se realizó por la parte frontal y trasera de los agujeros donde van colocados los pernos de sujeción.

Con todos los procesos que manda el manual y con el equipo calibrado se comienza con la prueba de Eddy Current en los hoyos del spar, en el ala izquierda se comenzara con el hoyo delantero, se pasara la sonda por alrededor del mismo en busca de discrepancias, realizar en dos distintas partes en un Angulo de 90 grados para poder tener un resultado más preciso.

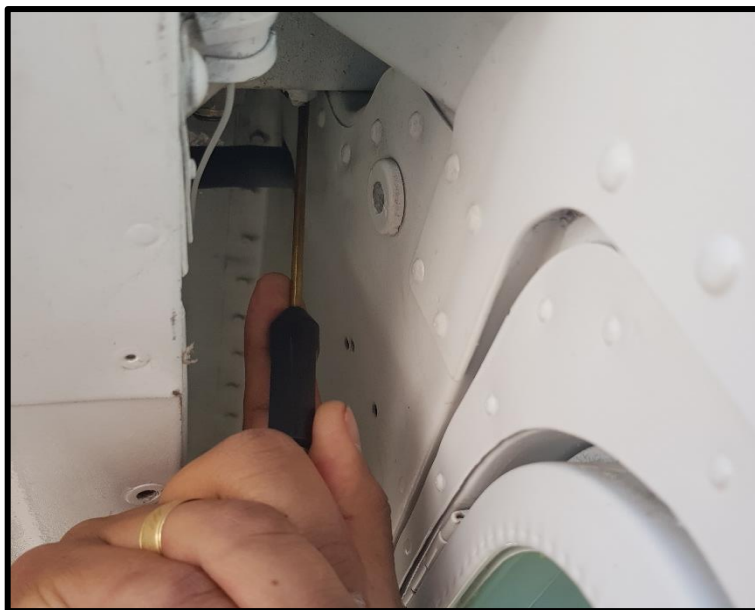


Figura 58 Eddy Current en hoyo delantero

De igual manera se realizó el mismo proceso en el hoyo de la viga principal trasera del ala, y se repitió el proceso en el ala restante, y se concluyó que no existía ninguna discrepancia en los hoyos tanto de la izquierda como de la derecha, se realizó una inspección de todas las superficies de las partes a las que tiene acceso, se aseguró de examinar completamente los radios, esquinas, bordes y áreas inmediatamente al lado de los sujetadores.



Figura 59 Inspección de Eddy Current

Con esto se comprobó que los hoyos de los spar tanto delanteros como traseros, de las alas izquierda y derecha se encontraban en perfecto estado sin ninguna novedad por lo cual no pondrá en peligro la integridad de las mismas.

Una vez terminado el proceso de inspección por NDI por corrientes inducidas, se continua a dar torque a los pernos que asegurar el ala al fuselaje. En el manual ordena ajustar con un torque en cada perno de 300 lb*ft y como se cuenta con un torquímetro de 250 lb*ft es necesario realizar dos torques en cada perno uno de 200lb y 100 lb*ft para cumplir con el torque mínimo que piden.



Figura 60 Torquímetro de 250 lb*ft

Como el espacio es muy angosto y no ingresa el torquímetro, fue necesario el uso de dos alargadores de copa para poder alcanzar los pernos con el instrumento y cumplir con la tarea de dar torque a los pernos del ala.

Se siguió el mismo proceso en los 4 pernos que aseguran el ala, que se distribuyen a dos cada lado colocados en cada spar principal, se dio los dos torques de 200 y 100 lb*ft para poder cumplir con el torque mínimo requerido por el manual.



Figura 61 Torque en pernos del ala.

3.7.3 Resultado

Una vez terminado con el trabajo de inspección visual, NDI Eddy Current, y aseguramiento de los pernos de sujeción del ala como especifica la tarjeta de inspección 57-01-02 del manual de servicio en sus diferentes ítems, se llegó a la conclusión que, se encuentran en perfectas condiciones ya que no se encontraron ninguna discrepancia por lo tanto puede ser usada con fines de instrucción para los estudiantes de manera segura.

3.8 Inspección del strut

3.8.1. Materiales

Tabla 6
Materiales de inspección de strut

Materiales	Cantidad
Destornillador estrella	1
Linterna	1
Equipo de protección personal	1
Equipo de NDI	2
Tela pañal	2m
Torquímetro 250lb*ft	1

3.8.2. Procedimiento

Para realizar la inspección del strut es necesario remover los carenados tanto superior como inferior los mismo que dan una superficie aerodinámica en esta área, con esto se pudo tener acceso a los pernos de sujeción de ambos lados como nos ordena el manual en la tarea de inspección suplementaria número 57-40-01 en el primer literal y con esto poder comenzar con los diferentes ítems.



Figura 62 Remoción de carenados

Una vez realizado la remoción de los carenados se hizo una inspección en todo el tubo del strut en busca de corrosión, rajaduras, cortes o alguna imperfección que ponga en peligro la aeronave, poniendo principal atención en las partes de donde se une el strut con el ala ya que estas se encuentran bajo un constante stress y es el lugar donde más discrepancias pueden presentarse. (referirse al anexo B figura 1)



Figura 63 Inspección visual del strut

Como no se encontró ninguna novedad se continuo con el siguiente paso que establece el manual de servicio en la tarjeta de inspección suplementaria correspondiente, que es realizar una prueba de Eddy Current en los hoyos del strut, para esto se pasó una tela pañal para limpiar cualquier residuo que haya quedado de la limpieza previa y pueda interferir durante la utilización de los equipos de NDI.



Figura 64 Inspección NDI en el strut

Como el equipo ya está calibrado con la inspección anterior se procedió a realizar el mismo proceso que en los hoyos de spar de las alas, se pasó la probeta alrededor de los hoyos en busca de alguna rajadura que muestre en las indicaciones del equipo, y como el manual muestra para tener unas indicaciones más exactas se hicieron pruebas en dos lugares distintos a 90°.



Figura 65 Inspección NDI parten inferior del strut

De igual manera se hizo el mismo procedimiento a todos los hoyos tanto superiores e inferiores, así como del ala izquierda y derecha en donde no se encontraron ninguna rajadura tanto externa como interna, discrepancias puedan ser causantes de riesgo durante la+ instrucción de los estudiantes.



Figura 66 Inspección NDI

Como dicta el manual una vez terminado el proceso de inspección y como no se encontró ninguna discrepancia se continuo con el siguiente paso que es asegurar los tornillos con un torquímetro.

Para esto fue necesario usar un torquímetro de 250 lbs*ft, para saber con cuanto torque hay que dar a los pernos, es necesario buscar en el manual en la sección 4 alas y dirigirnos a montaje y desmontaje y con esta información podremos saber la cantidad necesaria para que queden asegurados. (Referirse anexo E)

SECTION 4		
WINGS AND EMPENNAGE		
TABLE OF CONTENTS	Page	
WINGS AND EMPENNAGE	4-1	Repair 4-3
Wings	4-1	Fin 4-3
Description	4-1	Description 4-3
Removal	4-1	Removal and Installation 4-3
Repair	4-1	Repair 4-3
Installation	4-1	Horizontal Stabilizer 4-3
Adjustment	4-3	Description 4-3
Wing Struts	4-3	Removal and Installation 4-4
Description	4-3	Repair 4-4
Removal and Installation	4-3	

Figura 67 Sección 4 Wing del manual de servicio

En la sección 4 se encuentra la descripción de remoción, reparación e instalación del en donde nos muestra cuales son los procesos de ajuste de pernos en los distintos puntos del ala en la parte de instalación en donde nos específica que el torque mínimo para los pernos es de 300 lbs*ft. (Referirse anexo E 4-2 changer 3)

Se procedió a colocar la copa adecuada que es de 3/4 para los pernos que aseguran el stru con el ala y al fuselaje, existen 4 tornillo para los 2 strut, que son colocados en la parte superior e inferior para asegurarlos a la aeronave, el perno inferior se encuentra en la tarde interna de la cabina, donde fue necesario remover la tapicería de la zona correspondiente, para tener total acceso al mismo.



Figura 68 Copa 3/4

Se procedió a dar torque a los pernos, existió un pequeño inconveniente en donde manual pide un torque mínimo de 300 lbs y se contaba con un torquímetro de 250 lbs*fl, por lo tanto, para cumplir con lo que ordena el manual, es necesario realizar dos torques uno de 200 lbs y otro de 100 lbs para poder completar el torque requerido para cada perno.



Figura 69 Torquímetro de 250 lbs*fl

Se siguió el mismo proceso en cada uno de los pernos que se dio dos torques de 200 y 100 lbs*fl para alcanzar al torque mínimo requerido, y con esto dejar asegurando lo pernos tal y como ordena el manual tomando en cuenta que no se debe de exceder demasiado con respecto a lo dicho en el manual.



Figura 70 Torque en la parte superior del strut

3.8.3 Resultado

Una vez terminado con todos lo ítem que manda el Service Manual en las tarjetas de inspección: 57-11-01, 5740-01, 57-11-02, en donde nos ordena realizar inspecciones visuales y NDI, se concluyó que estas se encuentran en perfectas condiciones, ya que no presentaba daños superficiales así como internos, ni señales de corrosión o alguna otra discrepancia que pueda poner en riesgo la integridad estructural del ala, de esta manera se puede usar con fines de instrucción sin ningún tipo de riesgo.

CAPÍTULO IV

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

4.1. Conclusiones

- La información técnica necesaria para la realización del proyecto de titulación se encontraba en el manual de servicio correspondiente a la aeronave Cessna 150M en donde nos detalla las tareas de inspección suplementarias que se debían cumplir.
- En los procedimientos especificados en los manuales fue necesario la utilización de equipos especiales de NDI Eddy Current y herramientas especiales como el torquímetro para poder cumplir satisfactoria mente con todas las inspecciones.
- En los manuales se encuentran detallados pasos por paso, los ítems que se deben cumplir; como la limpieza, pruebas de NDI Eddy Current, y dar torque a los pernos del ala y así poder cumplir con las tarjetas de inspección suplementarias. Donde al efectuar cada ítem dado por las diferentes tarjetas de inspección suplementaria se comprobó que no existía ninguna presencia de corrosión, rajaduras o alguna otra discrepancia que pudiese poner en riesgo la integridad estructural del ala y pueda ser usada con fineses de instrucción.

4.2. Recomendaciones

- Antes de comenzar cualquier tarea de mantenimiento es necesario contar con toda la información técnica, manuales y herramientas necesarias para poder realizar de forma correcta la tarea a cumplir.
- Para el correcto desarrollo del proyecto de titulación, si es necesario utilizar equipos especiales, es de vital importancia tener personal capacitado en los instrumentos de NDI - Eddy Current, durante todo el transcurso de las tareas de inspección, para guiar durante su manipulación.
- Durante las tareas de mantenimiento la seguridad es de vital importancia por lo que se debe utilizar todos los equipos de protección personal, además se debe contar con todas las medidas de seguridad para la aeronave evitando así algún accidente.

GLOSARIO

A

AC: Alternative Current/ Corriente alterna

Aeronave Pequeña: Aeronave con un peso máximo de despegue certificado de hasta 12.500 libras (5.700 Kilogramos).

Aeronave Vehículo con o sin motor capaz de navegar por el aire

Amperaje: Cantidad de corriente a través de un conductor eléctrico.

B

Barra de remolque: instrumento con el que mueve una aeronave en tierra.

Bibliografía: Descripción escrita de conocimiento tomado a partir de libros

Boroscopio: es un accesorio que se utiliza en las inspecciones visuales en las cuales no disponemos de un espacio físico a través del cual poder ver, lo cual nos obliga a utilizar un instrumento.

C

Cabina: Es un área o un habitáculo que la tripulación técnica de una aeronave o de una máquina utiliza para controlar y dirigir el vehículo o equipo.

Cizalladura: es la diferencia en la velocidad del viento o su dirección entre dos puntos en la atmósfera terrestre

Combustible: Mezcla química que libera energía al denotarse en el interior de un motor de combustión interna.

Corrosión: Fenómeno de descomposición de los metales a su estado original.

D

Diedro: Conjunto formado por dos semiplanos o caras con un borde común llamado arista.

Discontinuidades: Falta de continuidad.

Disociaciones: describir la desconexión entre cosas generalmente asociadas entre sí

Docente: Persona cuya función es impartir conocimientos

Directiva de Aeronavegabilidad: Documento mandatorio enviado por una autoridad aeronáutica o casa fabricante que determina el cumplimiento de determinadas tareas de mantenimiento de carácter mandatorio

F

Fuselaje: Cuerpo central del avión, donde van la tripulación, los pasajeros y las mercancías.

I

Indicador: Caratula en un determinado instrumento, encargado de hacer visible un determinado valor de lectura.

Instrumentos de medición: Dispositivos que para su funcionamiento se basan en la utilización de transductores para cambiar una magnitud física como: temperatura, presión, flujo, fuerza, etc.; De tal manera que dichas indicaciones puedan transformarse en señales eléctricas que pueden ser medidas y registradas.

M.

Mantenimiento todas las acciones que tienen como objetivo preservar un artículo o restaurarlo a un estado en el cual pueda llevar a cabo alguna función requerida.

Montaje: Proceso que consiste en colocar un determinado elemento en su posición original dentro de una carcasa o estructura de adaptación, mediante equipos o herramientas especializadas y aptas para el trabajo.

Movimiento: Cambio de posición de un elemento o cuerpo, respecto a un plano de referencia.

O

Objetivo: Relativo a tema u objeto en específico, independientemente de juicios personales.

P

Plataforma: Es normalmente la zona donde los aviones son estacionados, descargados y cargados, repostados o embarcados.

S

Stress: fuerzas que actúan sobre una superficie y la van desgastando poco a poco

Sustentación: es la fuerza generada sobre un cuerpo que se desplaza a través de un fluido, de dirección perpendicular a la de la velocidad de la corriente incidente.

T

Torque: Fuerza o brazo de palanca

ABREVIATURAS

°F Grados Fahrenheit

C.G. Centro de Gravedad

CFR código de regulación federal

EPP equipo de protección personal

Ff. Pies

Fig. Figura

HP horse power

Hr. Horas

I.D. Inside Diameter (Diámetro Interno)

In (") Inches (Pulgadas)

Lbs. Libras

NDI no destructive inspection

P.S.I. Pounds Square Inch (Libras Pulgada Cuadrada)

Press. Pressure (Presión)

Temp. Temperatura

Bibliografía

- Almquist, B. W. (24 de 09 de 2018). *aopa your freedom to fly*. Obtenido de <https://www.aopa.org/go-fly/aircraft-and-ownership/aircraft-fact-sheets/cessna-150>
- ARGENITA, D. D. (5 de 04 de 1996). *www.anac.gov.ar*. Obtenido de www.anac.gov.ar/anac/web/uploads/normativa/circ_as/faa-ac-129-4.pdf:
http://www.anac.gov.ar/anac/web/uploads/normativa/circ_as/faa-ac-129-4.pdf
- Cessna 150 Service Manual. (1972). *Cessna 150 Service Manual*. Wichita - Kansas: Cessna Customer Care Inc.
- CESSNA. (197). *PILOT'S OPERATION HANDBOOK*. KANSAS USA: cessna aircraft company.
- cessna. (1977). *pilot'soperating handboook*. doi:https://www.cpaviation.com/images/downloads/CESSNA_150_POH.pdf
- Muños, M. A. (29 de 02 de 2013). *manualdevuelo.com*. Obtenido de <http://www.manualvuelo.com/PBV/PBV14.html>
- Muños, M. A. (24 de 09 de 2018). *manula de vuelo*. Obtenido de <http://www.manualvuelo.com/PBV/PBV14.html>
- Muñoz, C. G. (03 de 02 de 2009). *joomla! spanish*. Obtenido de http://www.mnve.mil.ve/web/index.php?option=com_content&task=view&id=112&Itemid=1
- Oñate, a. e. (2000). *CONOSIMIENTOS DEL AVION* . HOMSOM PARANINFO.
- OÑATE, A. E. (2011). *conocimientos basicos del avion*.
- Reche, A. (22 de 04 de 2009). <https://es.slideshare.net>. Obtenido de <https://es.slideshare.net/machetozo/fuselages>:
<https://es.slideshare.net/machetozo/fuselages>
- Transportation, U. D. (2012). *AVIATION MAINTENANCE TECHNICAL HANDBOOK VOLOMEN 1*. Obtenido de

https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aircraft/amt_airframe_handbook/media/ama_ch01.pdf

- U.S. Department of Transportation. (25 de ENERO de 2012). *FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION*. Obtenido de https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aircraft/amt_airframe_handbook/media/ama_ch01.pdf
- US DEPARTAMEN OF TRANSPORTATION . (9 de 8 de 1998). *https://www.faa.gov*. Obtenido de https://www.faa.gov/documentLibrary/media/Advisory_Circular/AC_43.13-1B_w-chg1.pdf
- Valery Bridges. (s.f.). Historia del Transporte Aéreo . En *Historia del Transporte Aéreo* (pág. 3).

ANEXOS

INDICE DE ANEXOS

- **ANEXO A** SUPLEMETAL INSPECTION NUMBER 57-11-01
- **ANEXO B** SUPLEMETAL INSPECTION NUMBER 57-40-01
- **ANEXO C** NONDESTRUCTIVE INSPECTION METHODS AND REQUIREMENTS
- **ANEXO D** INSPECTION TIME LIMITS-INSPECTION ITEMS
- **ANEXO E** SECTION 4 WING
- **ANEXO F** SUPLEMETAL INSPECTION NUMBER 57-11-02
- **ANEXO G** CORROSION

ANEXO A

SUPPLEMENTAL INSPECTION NUMBER 57-11-01

CESSNA AIRCRAFT COMPANY
MODEL 150 SERIES (1969 - 1976)
SERVICE MANUAL

SUPPLEMENTAL INSPECTION NUMBER: 57-11-01

1. TITLE:
Wing Structure Inspection
2. EFFECTIVITY
15069309 thru 15078505,
F15000390 thru F15001338,
A15000001 thru A1500684,
FA15000001 thru FA1500120,
FRA1500121 thru FRA1500311

INSPECTION COMPLIANCE

TYPICAL:	INITIAL	12,000 Hours	or	20 Years (NOTE)
	REPEAT	2,000 Hours	or	10 Years (NOTE)
SEVERE:	INITIAL	6,000 Hours	or	10 Years (NOTE)
	REPEAT	1,000 Hours	or	5 Years (NOTE)

NOTE: Refer to Note 1, Section 2A-14-00.

3. PURPOSE
To ensure structural integrity of the wing structure.
4. INSPECTION INSTRUCTIONS
 - A. Open all access panels and remove all fairings and the wing tips from the wings. Refer to the applicable Model 150 Service Manual.
 - B. Visual Inspection
 - (1) Clean area before inspecting if grime or debris is present.
 - (2) Visually inspect the wing structure for damage, corroded or cracked parts. Use a borescope or magnifying glass where required.
 - (a) Pay particular attention to the wing attach area. Visually inspect both the fuselage and wing where the wing attaches to the carry-thru spar in the fuselage.
 - (b) Visually inspect for working rivets at the inboard portion of the main wing spar.

NOTE: Working rivets will have a trail of black dust downwind from the fastener. The dust is oxidized aluminum produced by the fastener moving in the hole.
 - (c) Visually inspect for working Hi-Shear rivets at the inboard spar fittings on the main wing spar.
 - (d) Pay particular attention to the trailing edge ribs and the span wise segments supporting the flap actuator or flap bell cranks.
 - (3) If the flight hours meet or exceed the inspection compliance hours (above), proceed to Detailed Inspection below.
 - (4) If crack(s) or corrosion is found at the wing attach fittings, proceed to the Detailed Inspection below.
 - (5) If no crack(s) or corrosion is found and the aircraft flight hours are below the inspection compliance hours (above), install access panels, fairings and wing tips. Refer to the applicable Model 150 Service Manual. Inspection is complete.
- C. Detailed Inspection
 - (1) Support the wing outboard of the strut while removing attach bolts.

CESSNA AIRCRAFT COMPANY
MODEL 150 SERIES (1969 - 1976)
 SERVICE MANUAL

- (2) Remove the wing front spar attach bolts. Visually inspect the holes on the wing and fuselage sides of the fittings and surrounding area for corrosion.
- (a) Pay particular attention to potential corrosion in the fitting inside the fuselage front carry-thru spar.
 - (b) Conduct a bolt hole eddy current inspection of the front spar attach fittings. Refer to Section 2A-13-01, Non-destructive Inspection Methods and Requirements, Eddy Current Inspection - (Bolt Hole Inspection), for additional instructions. The hole size is 0.50 inches in diameter.

NOTE: With the front spar in position, there are three segments through the hole. There is a fabrication joint in the center segment (wing side), so expect a crack-like indication at about 2:00 and 10:00 o'clock positions. Indications caused by the fabrication joint are not a cause for rejection.

- (c) Install the front spar attach bolt.
- (3) Remove the wing rear spar attach bolts. Mark the location of the indexing slot in the heads of both eccentric bushings. Remove the bushings. Visually inspect the holes on the wing and fuselage sides of the fittings and surrounding area for corrosion.
- (a) Pay particular attention to potential corrosion in the fitting inside the rear carry-thru spar.
 - (b) Conduct a bolt hole eddy current inspection of the rear spar attach fittings. Refer to Section 2A-13-01, Non-destructive Inspection Methods and Requirements, Eddy Current Inspection - (Bolt Hole Inspection), for additional instructions. The hole size is 0.4375 inches in diameter.
 - (c) Install the bushings in the spar in the same orientation as they were when removed.
 - (d) Install the rear spar attach bolt.
- (4) Install previously removed access panels, fairings and wing tips. Refer to the applicable Model 150 Service Manual.

5. ACCESS AND DETECTABLE CRACK SIZE

ACCESS/LOCATION

DETECTABLE CRACK SIZE

Wing Attach Points

Not Allowed

6. INSPECTION METHOD

Visual, Eddy Current, Borescope, Magnifying Glass

7. REPAIR/MODIFICATION

Replace cracked or excessively corroded parts. If corrosion is present, it must be removed before refinishing. Contact Cessna Customer Service for assistance prior to beginning the repair if the disassembly exceeds the repair facilities experience or capability.

8. COMMENTS

Coordinate this inspection with SID 57-40-01, Strut and Strut Wing Attachment Inspection.

ANEXO B

SUPLEMETAL INSPECTION NUMBER 57-40-01

CESSNA AIRCRAFT COMPANY
MODEL 150 SERIES (1969 - 1976)
SERVICE MANUAL

SUPPLEMENTAL INSPECTION NUMBER: 57-40-01

1. TITLE:
Strut and Strut Wing Attachment Inspection

2. EFFECTIVITY
15069100 thru 15078505,
F15000390 thru F15001338,
A15000001 thru A1500684,
FA15000001 thru FA1500120,
FRA1500121 thru FRA1500311

INSPECTION COMPLIANCE

TYPICAL:	INITIAL	12,000 Hours	or	20 Years (NOTE)
	REPEAT	2,000 Hours	or	10 Years (NOTE)
SEVERE:	INITIAL	6,000 Hours	or	10 Years (NOTE)
	REPEAT	1,000 Hours	or	5 Years (NOTE)

NOTE: Refer to Note 1, Section 2A-14-00.

3. PURPOSE
To verify the integrity of the strut and strut attachment fitting to the wing.

4. INSPECTION INSTRUCTIONS

- A. Remove the wing strut upper and lower fairings. Refer to the applicable Model 150 Service Manual.
- B. If the flight hours meet or exceed the inspection compliance hours (above), proceed to Detailed Attach Fitting inspection.
 - (1) Visually inspect the strut attachment fittings for cracks or corrosion. Refer to Figure 1.
 - (a) Clean area before inspecting if grime or debris is present.
 - (b) If crack(s) or corrosion is found, proceed to Detailed Attach Fitting Inspection.
 - (2) Visually inspect the strut tube for cracks or corrosion.
 - (a) Clean area before inspecting if grime or debris is present.
 - (b) If crack(s) or corrosion is found, proceed to Detailed Attach Fitting Inspection.
 - (3) If no crack(s) or corrosion is found, install fairings. The inspection is complete.
- C. Detailed Attach Fitting Inspection
 - (1) Support the wing to minimize the load on the strut to wing attach bolt.
 - (2) Remove the upper attach bolt and lower the strut to a support.
 - (3) Remove the lower attach bolt and remove the strut.
 - (4) Visually examine the strut tube for cracks or corrosion.
 - (5) Visually inspect the strut attachment fittings for corrosion.
 - (6) Inspect using Eddy current for cracks radiating from the wing and fuselage attach holes in the wing strut end fitting.
 - (7) Replace the strut by installing the lower attachment, then the upper attachment. Refer to the applicable Model 150 Service Manual.

5. ACCESS AND DETECTABLE CRACK SIZE

ACCESS/LOCATION	DETECTABLE CRACK SIZE
Wing Strut	Not Applicable

CESSNA AIRCRAFT COMPANY
MODEL 150 SERIES (1969 - 1976)
SERVICE MANUAL

6. INSPECTION METHOD
Visual and Eddy Current

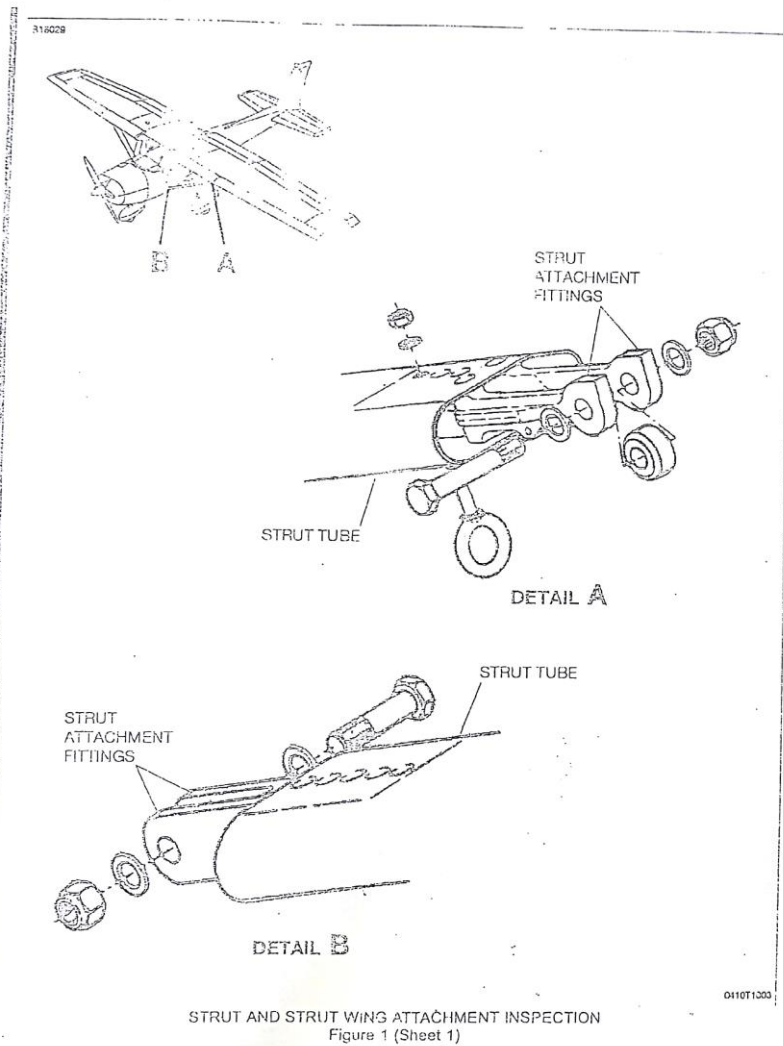
7. REPAIR/MODIFICATION

- A. If corrosion is found, remove corrosion by lightly sanding corroded area, taking care to remove as little material as necessary to completely remove corrosion. If the material thickness is less than 90% of the uncorroded section, then replace the affected part.
- B. Buff out sanding marks.
- C. Corrosion or damage to attachment holes will require specialized rework. Contact Cessna Field Service for rework of corroded or damaged attachment holes.
- D. Clean and prime sanded areas.

8. COMMENTS

This inspection replaces Continued Airworthiness Program 57-10-02, Wing Strut.

CESSNA AIRCRAFT COMPANY
MODEL 150 SERIES (1969 - 1976)
SERVICE MANUAL



ANEXO C

NON-DESTRUCTIVE INSPECTION METHODS AND REQUIREMENTS

CESSNA AIRCRAFT COMPANY
MODEL 150 SERIES (1969 - 1976)
SERVICE MANUAL

NONDESTRUCTIVE INSPECTION METHODS AND REQUIREMENTS

1. GENERAL REQUIREMENTS

A. General

- (1) Facilities performing nondestructive inspections described in this section must hold a valid FAA Repair Station Certificate with the appropriate rating in the applicable method of nondestructive testing.
- (2) Personnel performing NDT must be qualified and certified to a recognized standard in AC65-31A and comply with all recommendations. The minimum certification is "Level 1 Special" as described in 8.c.(1).
- (3) Organizations and personnel that operate under the jurisdiction of a foreign government must use the applicable documentation issued by their regulatory agency to comply with the above requirements.

B. Reporting Results

- (1) Use the Discrepancy Report Form found in 2A-13-00, Section 4, Reporting - Communications, to report crack(s) that are found in an inspection. If a part is rejected, refer to the applicable Model 150 Service Manual for information to replace the part or repair the part. If a repair for crack(s) is required (for a repair not available in the applicable Model 150 Service Manual), contact Cessna Propeller Aircraft Product Support for possible repair instructions or replace the part.
 - (a) Type of discontinuity.
 - (b) Location of the discontinuity.
 - (c) Discontinuity size.
 - (d) Discontinuity orientation or direction.

2. EDDY CURRENT INSPECTION

A. General

- (1) Eddy current inspection is effective for the detection of surface and subsurface cracks in most metals. You do this through induction of eddy currents into the part. These eddy currents will alter the magnetic field around the probe. Changes to the magnetic field are monitored and then interpreted.
- (2) You can do eddy current inspection on airplane parts or assemblies where the inspection area is accessible for contact by the eddy current probe. An important use of eddy current inspection is to find cracks caused by corrosion and stress. A second important use is measurement of electrical conductivity.

B. Surface Inspection

(1) General

- (a) This is a general procedure for the eddy current method used to find surface discontinuities. This should be used along with specific instructions for inspection in the procedure that referred to this section.

(2) Instrument Parameters

- (a) The following equipment was used to develop the inspection procedures referred to in this manual. Alternative equipment may be used if it has the same sensitivity. Refer to the guidelines in this section for more information on equipment parameters.

CESSNA AIRCRAFT COMPANY
 MODEL 150 SERIES (1969 - 1976)
 SERVICE MANUAL

NAME	NUMBER	MANUFACTURER
Eddy Current Instrument	Nortec 2000	Olympus NDT Phone: 781-419-3900 Web: http://www.olympusndt.com
Surface Eddy Current Probe with 1/8 inch coil (NOTE 1)	VM202RAF-6	VM Products, Inc. Phone: (253) 841-2939 Web: http://www.vmproducts.net
Combined Aluminum Surface and Bolthole Eddy Current Reference Standard (NOTE 2)	VM89A	VM Products, Inc.
Combined Steel Surface and Bolthole Eddy Current Reference Standard (NOTE 2)	VM89S	VM Products, Inc.
Combined Stainless Steel Surface and Bolthole Eddy Current Reference Standard (NOTE 2)	VM89SS	VM Products, Inc.

NOTE 1: The style and length of the surface probe will vary with the inspection situation.

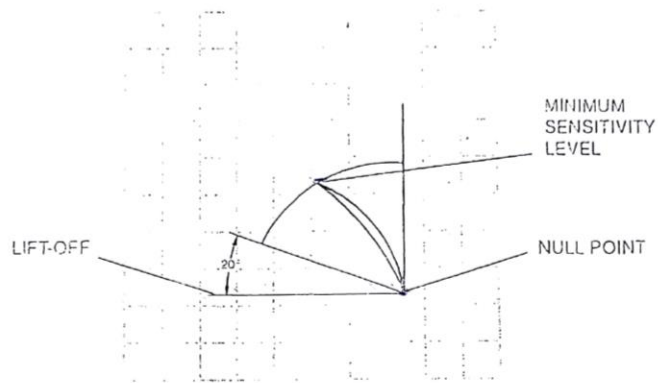
NOTE 2: Be sure that the reference standard has the necessary hole size for bolthole inspections. If used only for surface eddy current inspection, it is not necessary that the reference standard have holes. This part number was included to allow the use of a single reference standard for both surface and bolthole eddy current inspection. The reference standard material (aluminum, steel, stainless steel) will vary with the material for inspection.

(b) Instrument Sensitivity

- 1 Some inspection procedures need instruments that give both phase and amplitude information on a storage cathode ray tube for impedance plane analysis. Impedance plane instruments can be used as an alternative for metered instruments. Metered instruments must not be used as an alternative for impedance plane instruments where the ability to show phase information is necessary.
- 2 Eddy current instruments with a meter display can be used for surface eddy current inspection.
- 3 The instrument must have a repeatable signal response which has a signal to noise ratio of more than 3 to 1. Impedance plane instruments must have the resolution to show a signal within the guidelines shown in Figure 1 and Figure 2.

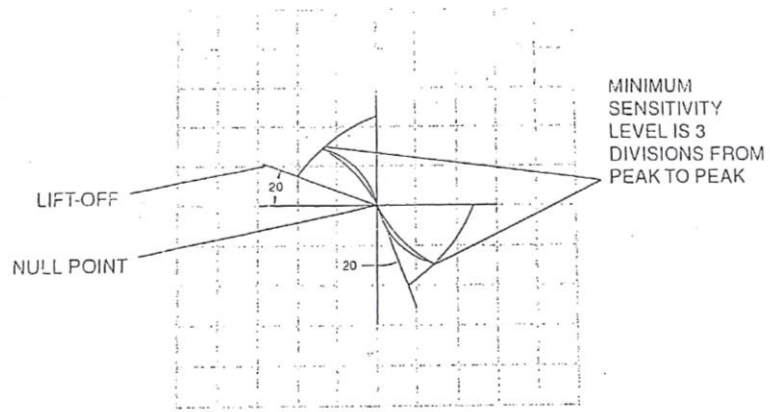
CESSNA AIRCRAFT COMPANY
MODEL 150 SERIES (1969 - 1976)
SERVICE MANUAL

A10725



Absolute Probe Calibration Range
Figure 1

A182



Differential Probe Calibration Range
Figure 2

- 4 The functional performance of the eddy current instrument must be verified at an interval of not more than a year.
- (c) Probe Sensitivity
- 1 The probe may have an absolute or differential coil arrangement.
 - 2 The probe may be shielded or unshielded. A shielded probe is normally recommended.

CESSNA AIRCRAFT COMPANY
MODEL 150 SERIES (1969 - 1976)
SERVICE MANUAL

3

The probe must have an operating frequency that has the necessary test sensitivity and depth of penetration. For an aluminum part, the frequency should be approximately 200 kHz. For a steel part, the frequency should be 500 to 800 kHz. For a titanium part, the frequency should be 1.0 to 2.0 MHz.

NOTE: Instrument frequency may need adjustment for the instrument and probe combination used.

4 Smaller coil diameters are better for crack detection. A coil diameter of 0.125 inch (3.175 mm) is normally used.

5 For crack detection, the coil will usually contain a ferrite core and external shield.
6 The probe must not give responses from handling pressures, scanning or normal operating pressure variations on the sensing coil which cause the signal to noise ratio to be less than 3 to 1.

7 Teflon tape may be used to decrease the wear on the eddy current probe coil. If Teflon tape is used, make sure the instrument calibration is correct.

(3) Reference Standards

- (a) Nonferrous reference standards should be of an alloy having the same major base metal, basic temper and the approximate electrical conductivity of the material for inspection. Refer to Figure 3.
- (b) Reference standards must have a minimum surface finish of 150 RHR or RMS 165.
- (c) The reference standard must have an EDM notch on the surface of no more than 0.020 inch (0.508 mm) deep.
- (d) The dimensional accuracy of notches must have documentation and be traceable to the National Institute of Standards and Technology (NIST) or applicable foreign agency.
- (e) In some cases a specially fabricated reference standard will be necessary to simulate part geometry, configuration, and the specific discontinuity location. Artificial discontinuities may be used in the reference standard. If a procedure specifies a reference standard made by Cessna Aircraft Company, replacement with a different standard is not allowed.

(4) Surface Condition

- (a) The surface finish of the area for inspection must be 150 RHR or RMS 165 or finer. If the surface finish interferes with the ability to do the inspection, it should be smoothed or removed. Refer to the applicable Model 150 Service Manual for approved methods.
- (b) The area for inspection must be free of dirt, grease, oil, or other contamination.
- (c) You must have good contact between the probe and the part unless otherwise stated in the specific procedure. Mildly corroded parts must be cleaned lightly with emery cloth. Heavily corroded or painted parts must be lightly abraded and cleaned locally in the area where the inspection will be done.

(5) Instrument Standardization

- (a) The instrument must be set up and operated in accordance with this procedure and the manufacturer's instructions.
- (b) Before you begin the inspection, standardize instrument using the appropriate reference standard. Accuracy must be checked at intervals necessary to maintain consistency during continuous use and at the end of the inspection. Verify the accuracy, if any part of the system is replaced or if any calibrated control settings are changed.
- (c) A 0.020 inch (0.508 mm) deep surface notch or smaller must be used for calibration unless otherwise specified. A typical eddy current surface reference standard with EDM notch depths of 0.010 inch, 0.020 inch, and 0.040 inch (0.254 mm, 0.508 mm, 1.016 mm) is shown in Figure 3.
- (d) Put the surface probe on the reference standard away from the notch.
- (e) Set the null point.
- (f) Lift the surface probe from the reference standard and monitor the display for the lift-off response.
- (g) Adjust the display until the lift-off response goes horizontal and to the left of the null point.
- (h) Put the surface probe on the reference standard and move it across the notch.

ANEXO D

INSPECTION TIME LIMITS-INSPECTION ITEMS

CESSNA AIRCRAFT COMPANY
MODEL 150 SERIES (1969 - 1976)
SERVICE MANUAL

5. Inspection Time Limits Legend

- A. Each page of the inspection listed in Inspection Time Limits, Section 2A-10-01, contains the following five columns:
- (1) REVISION STATUS - This column provides the date that a given item was added, deleted, or revised. A blank entry in this column indicates no change since the reissue of this manual.
 - (2) TASK - This column provides a short description of the inspection and/or servicing procedures. Where a more detailed description of the procedure is required, a reference will be made to either another section located within the Model 150 Service Manual or a specific reference to a supplier publication.
 - (3) INTERVAL - This column lists the frequency of the inspection.
 - (4) OPERATION - All of the inspections included in one operation are grouped together in the 2A-12-XX documents (XX equals the operation number).
 - (5) ZONE - This column locates the components within a specific zone. For a breakdown of how the airplane is zoned, refer to 2A-30-00, Figure 1, Airplane Zones

6. Inspection Interval Requirements

Operation	Details
1 -	Every 100 hours of operation or 12 months, whichever occurs first.
2 -	Corrosion Prevention and Control Program Inspections (Baseline Program) items that are to be examined every 12 months. Refer to Section 2A-30-00, Corrosion Prevention and Control Program, for additional information concerning repeat Corrosion Program Inspection intervals.
3 -	Corrosion Prevention and Control Program Inspections (Baseline Program) items that are to be examined every 24 months. Refer to Section 2A-30-00, Corrosion Prevention and Control Program for additional information concerning repeat Corrosion Program Inspection intervals.
4 -	Corrosion Prevention and Control Program Inspections (Baseline Program) items that are to be examined every 36 months. Refer to Section 2A-30-00, Corrosion Prevention and Control Program for additional information concerning repeat Corrosion Program Inspection intervals.
5 -	Corrosion Prevention and Control Program Inspections (Baseline Program) items that are to be examined every 48 months. Refer to Section 2A-30-00, Corrosion Prevention and Control Program for additional information concerning repeat Corrosion Program Inspection intervals.
6 -	Corrosion Prevention and Control Program Inspections (Baseline Program) items that are to be examined every 60 months. Refer to Section 2A-30-00, Corrosion Prevention and Control Program for additional information concerning repeat Corrosion Program Inspection intervals.
7 -	Supplemental Inspection Document items that are to be examined after the first 10,000 hours of operation or 20 years, whichever occurs first. The inspection is to be repeated every 3,000 hours of operation or 5 years, whichever occurs first, after the initial inspection has been accomplished.
8 -	Supplemental Inspection Document items that are to be examined after the first 3,000 hours of operation or 5 years, whichever occurs first. The inspection is to be repeated every 3,000 hours of operation or 5 years, whichever occurs first, after the initial inspection has been accomplished.

CESSNA AIRCRAFT COMPANY
MODEL 150 SERIES (1969 - 1976)
SERVICE MANUAL

Operation	Details
9 -	Supplemental Inspection Document items that are to be examined after the first 3,000 hours of operation or 10 years, whichever occurs first. The inspection is to be repeated every 500 hours of operation or 5 years, whichever occurs first, after the initial inspection has been accomplished.
10 -	Supplemental Inspection Document items that are to be examined after the first 5,000 hours of operation or 20 years, whichever occurs first. The inspection is to be repeated at engine overhaul, after the initial inspection has been accomplished.
11 -	Supplemental Inspection Document items that are to be examined after the first 20 years. The inspection is to be repeated every 10 years after the initial inspection has been accomplished, for airplanes operating in a mild or moderate corrosion environment.
12 -	Supplemental Inspection Document items that are to be examined after the first 5 years. The inspection is to be repeated every 5 years after the initial inspection has been accomplished, for airplanes operating in a mild or moderate corrosion environment.
13 -	Supplemental Inspection Document items that are to be examined after the first 10 years. The inspection is to be repeated every 5 years after the initial inspection has been accomplished, for airplanes operating in a severe corrosion environment.
14 -	Supplemental Inspection Document items that are to be examined after the first 1,000 hours. The inspection is to be repeated every 1,000 hours after the initial inspection has been accomplished.
15 -	Supplemental Inspection Document items that are to be examined after 3,000 hours or 5 years, whichever occurs first. The inspection is to be repeated every 1,000 hours or 5 years, whichever occurs first, after the initial inspection has been accomplished.
16 -	Supplemental Inspection Document items that are to be examined after the first 10 years. The inspection is to be repeated every 10 years after the initial inspection has been accomplished, for airplanes operating in a mild or moderate corrosion environment.
17 -	Supplemental Inspection Document items that are to be examined after the first 5 years. The inspection is to be repeated every 5 years after the initial inspection has been accomplished, for airplanes operating in a severe corrosion environment.
18 -	Supplemental Inspection Document items that are to be examined after 12,000 hours or 20 years, whichever occurs first. The inspection is to be repeated every 2,000 hours or 10 years, whichever occurs first, after the initial inspection has been accomplished, for airplanes operating in a typical usage environment.
19 -	Supplemental Inspection Document items that are to be examined after the first 6,000 hours of operation or 10 years, whichever occurs first. The inspection is to be repeated every 1,000 hours of operation or 5 years, whichever occurs first, after the initial inspection has been accomplished, for airplanes operating in a severe usage environment.

CESSNA AIRCRAFT COMPANY
MODEL 150 SERIES (1969 - 1976)
 SERVICE MANUAL

INSPECTION TIME LIMITS

1. Inspection Items

REVI- SION STATUS	TASK	INTERVAL	OPERATION	ZONE
	Inspect aircraft records to verify that all applicable Cessna Service Information Letters, Cessna Service Bulletins and Supplier Service Bulletins are complied with.	Every 100 hours or 12 months, whichever occurs first.	1	-
	Inspect aircraft records to verify that all applicable Airworthiness Directives and Federal Aviation regulations are complied with.	Every 100 hours or 12 months, whichever occurs first.	1	-
	Inspect aircraft records to verify that all logbook entries required by the Federal Aviation Regulations are complied with.	Every 100 hours or 12 months, whichever occurs first.	1	-
	Inspect aircraft records to verify that all SID Inspections have been complied with as scheduled.	Every 100 hours or 12 months, whichever occurs first.	1	-
	Inspect rudder pedal torque tube, shafts, support brackets and cable attachment arms. Refer to 2A-14-01, Supplemental Inspection Document 27-20-01, for inspection procedure.	Initial: 10,000 hours or 20 years, whichever occurs first; Repeat: 3,000 hours or 5 years, whichever occurs first.	7	211
	Elevator trim system. 1. Inspect elevator trim brackets and actuator support brackets. 2. Inspect pulleys, attaching structure and fasteners. Refer to Section 2A-14-02, Supplemental Inspection Document 27-30-01, for inspection procedures.	Initial: 1,000 hours; Repeat: 1,000 hours	14	330, 340
	This inspection is for mild/moderate corrosion environment. Inspect main landing gear flat spring for rust or damage to finish. Inspect fittings and entry step attachment. Refer to Section 2A-14-03, Supplemental Inspection Document 32-13-01, for inspection procedure.	Initial: 20 years; Repeat: 10 years	11	730, 740
	This interval is for severe corrosion environment. Inspect main landing gear flat spring for rust or damage to finish. Inspect fittings and entry step attachment. Refer to Section 2A-14-03, Supplemental Inspection Document 32-13-01, for inspection procedure.	Initial: 10 years; Repeat: 5 years	13	730, 740
	This inspection is for mild/moderate corrosion environment. Inspect main landing gear tubular spring for rust or damage to finish. Inspect entry step attachment. Refer to Section 2A-14-04, Supplemental Inspection Document 32-13-02, for inspection procedure.	Initial: 20 years; Repeat: 10 years	11	730, 740

CESSNA AIRCRAFT COMPANY
MODEL 150 SERIES (1969 - 1976)
 SERVICE MANUAL

REVI- SION STATUS	TASK	INTERVAL	OPERATION	ZONE
	This interval is for severe corrosion environment. Inspect main landing gear tubular spring for rust or damage to finish. Inspect entry step attachment. Refer to Section 2A-14-04, Supplemental Inspection Document 32-13-02, for inspection procedure.	Initial: 10 years; 13 Repeat: 5 years		730, 740
	Inspect main landing gear fittings and attachment of the fittings to the bulkheads. Refer to Section 2A-14-05, Supplemental Inspection Document 32-13-03, for inspection procedure.	Initial: 3,000 hours or 5 years, whichever occurs first; Repeat: 1,000 hours or 5 years, whichever occurs first.	15	210
	Inspect nose landing gear torque links, bolts, bushings and fork. Refer to Section 2A-14-06, Supplemental Inspection Document 32-20-01, for inspection procedure.	Initial: 3,000 hours or 5 years, whichever occurs first; Repeat: 3,000 hours or 5 years, whichever occurs first.	8	720
	This inspection is for mild/moderate corrosion environment. Inspect carry-thru spar area, wing attach fittings, spar channel and lugs. Refer to Section 2A-14-07, Supplemental Inspection Document 53-11-01, for inspection procedure.	Initial: 20 years; 11 Repeat: 10 years		210
	This interval is for severe corrosion environment. Inspect carry-thru spar area, wing attach fittings, spar channel and lugs. Refer to Section 2A-14-07, Supplemental Inspection Document 53-11-01, for inspection procedure.	Initial: 10 years; 13 Repeat: 5 years		210
	This interval is for mild/moderate corrosion environment. Inspect the cabin interior skin panels, frames and stringers. Refer to Section 2A-14-08, Supplemental Inspection Document 53-30-01, for inspection procedure.	Initial: 20 years; 11 Repeat: 10 years		210
	This interval is for severe corrosion environment. Cabin interior skin panels. Inspect the cabin interior skin panels, frames and stringers. Refer to Section 2A-14-08, Supplemental Inspection Document 53-30-01, for inspection procedure.	Initial: 10 years; 13 Repeat: 5 years		210
	This interval is for mild/moderate corrosion environment. Inspect seat rails for corrosion. Refer to Section 2A-14-09, Supplemental Inspection Document 53-47-01, for inspection procedure.	Initial: 10 years; 16 Repeat: 10 years		210
	This interval is for severe corrosion environment. Inspect seat rails for corrosion. Refer to Section 2A-14-09, Supplemental Inspection Document 53-47-01, for inspection procedure.	Initial: 5 years; 17 Repeat: 5 years		210

CESSNA AIRCRAFT COMPANY
MODEL 150 SERIES (1969 - 1976)
 SERVICE MANUAL

REVISION STATUS	TASK	INTERVAL	OPERATION	ZONE
*	Inspect horizontal stabilizer and elevator, including torque tube, spars, ribs, hinge bolts, hinge bearings, brackets and attach fittings. Refer to Section 2A-14-10, Supplemental Inspection Document 55-10-01, for inspection procedures.	Initial: 10,000 hours or 20 years, whichever occurs first; Repeat: 2,000 hours or 4 years, whichever occurs first.	20	330, 340
	Inspect horizontal stabilizer forward attachments. Refer to Section 2A-14-11, Supplemental Inspection Document 55-11-01, for inspection procedure.	Initial: 100 hours or 1 year, whichever occurs first; Repeat: 100 hours or 1 year, whichever occurs first.	22	330, 340
	Inspect vertical stabilizer attach bracket and horizontal stabilizer rear spar attachments. Refer to Section 2A-14-12, Supplemental Inspection Document 55-11-02, for inspection procedure.	Initial: 2,000 hours or 4 years, whichever occurs first; Repeat: 2,000 hours or 4 years, whichever occurs first.	23	310, 320
*	Inspect vertical stabilizer and rudder, including spars, ribs, hinge bolts, hinge bearings and attach fittings. Refer to Section 2A-14-13, Supplemental Inspection Document 55-30-01, for inspection procedure.	Initial: 10,000 hours or 20 years, whichever occurs first; Repeat: 3,000 hours or 5 years, whichever occurs first.	7	320
	Inspect rudder spar. Refer to Section 2A-14-14, Supplemental Inspection Document 55-41-01, for inspection procedure.	Initial: 100 hours or 1 year, whichever occurs first; Repeat: 100 hours or 1 year, whichever occurs first.	22	320
	This interval is for typical usage environment. 1. Inspect inboard wing structure and wing attachment to fuselage including working rivets. 2. Inspect flap actuator support structure. Refer to Section 2A-14-15, Supplemental Inspection Document 57-11-01, for inspection procedure.	Initial: 12,000 hours or 20 years, whichever occurs first; Repeat: 2,000 hours or 10 years, whichever occurs first.	18	510, 610
	This interval is for severe usage environment. 1. Inspect inboard wing structure and wing attachment to fuselage including working rivets. 2. Inspect flap actuator support structure. Refer to Section 2A-14-15, Supplemental Inspection Document 57-11-01, for inspection procedure.	Initial: 6,000 hours or 10 years, whichever occurs first; Repeat: 1,000 hours or 5 years, whichever occurs first.	19	510, 610

ANEXO E

SECTION 4 WING

SECTION 4

WINGS AND EMPENNAGE

TABLE OF CONTENTS

	Page
WINGS AND EMPENNAGE	4-1
Wings	4-1
Description	4-1
Removal	4-1
Repair	4-1
Installation	4-1
Adjustment	4-3
Wing Struts	4-3
Description	4-3
Removal and Installation	4-3

Repair	4-3
Fin	4-3
Description	4-3
Removal and Installation	4-3
Repair	4-3
Horizontal Stabilizer	4-3
Description	4-3
Removal and Installation	4-4
Repair	4-4

4-1. WINGS AND EMPENNAGE.

4-2. WINGS. (Refer to figure 4-1.)

4-3. DESCRIPTION. Each all-metal wing is a semi-cantilever, semimonocoque type, with two main spars and suitable ribs for the attachment of the skin. Skin panels are riveted to ribs, spars and stringers to complete the structure. An all-metal, piano-hinged aileron, flap and a detachable wing tip are mounted on each wing assembly. A single metal fuel tank is mounted between the wing spars at the inboard end of each wing. The leading edge of the left wing may be equipped with landing and taxi lights (thru 1970 Models). Colored navigation lights are mounted at each wing tip.

4-4. REMOVAL. Wing removal is most easily accomplished if four men are available to handle the wing. Otherwise, the wing should be supported with a sling or maintenance stand when the fastenings are loosened.

- a. Remove wing root fairings and fairing plates.
- b. Remove all wing inspection plates.
- c. Drain fuel from tank of wing being removed.
- d. Disconnect:
 1. Electrical wires at wing root disconnects.
 2. Fuel lines at wing root. (Refer to precautions outlined in paragraph 12-3.
 3. Pitot line (left wing only) at wing root.
 4. Cabin ventilator hose at wing root.
 5. Wing leveler vacuum tube, if installed, at wing root.

e. Slack off tension on aileron cables by loosening turnbuckles, then disconnect cables at aileron bell-cranks. Disconnect flap cables at turnbuckles above headliner, and pull cables into wing root area.

NOTE

To ease rerouting the cables, a guide wire may be attached to each cable before it is pulled free of the wing. Cable may then be disconnected from the wire. Leave the guide wire routed through the wing; it may be at-

tached again to the cable during reinstallation and used to pull the cable into place.

f. Support wing at outboard end and disconnect strut at wing fitting. Tie the strut up with wire to prevent it from swinging down and straining start-to-fuselage fitting. Loosen lower strut fairing and slide it up the strut, the strut may then be lowered without damage.

NOTE

It is recommended that flap be secured in streamlined position with tape during wing removal to prevent damage, since flap will swing freely.

g. Mark position of wing attachment eccentric bushings (refer to figure 4-1); these bushings are used to rig out "wing heaviness".

h. Remove nuts, washers, bushings and bolts attaching wing spars to fuselage.

NOTE

It may be necessary to rock the wing slightly while pulling attaching bolts, or to use a long drift punch to drive out attaching bolts.

- i. Remove wing and lay on padded stand.

4-5. REPAIR. A damaged wing panel may be repaired in accordance with instructions outlined in Section 18. Extensive repairs of wing skin or structure are best accomplished using the wing repair jig, which may be obtained from Cessna. The wing jig serves not only as a holding fixture, making work on the wing easier, but also assures absolute alignment of the repaired wing.

4-6. INSTALLATION.

- a. Hold wing in position and install bolts, bushings, washers and nuts attaching wing spars to fuselage

* MINIMUM TORQUE
300 LB INCHES

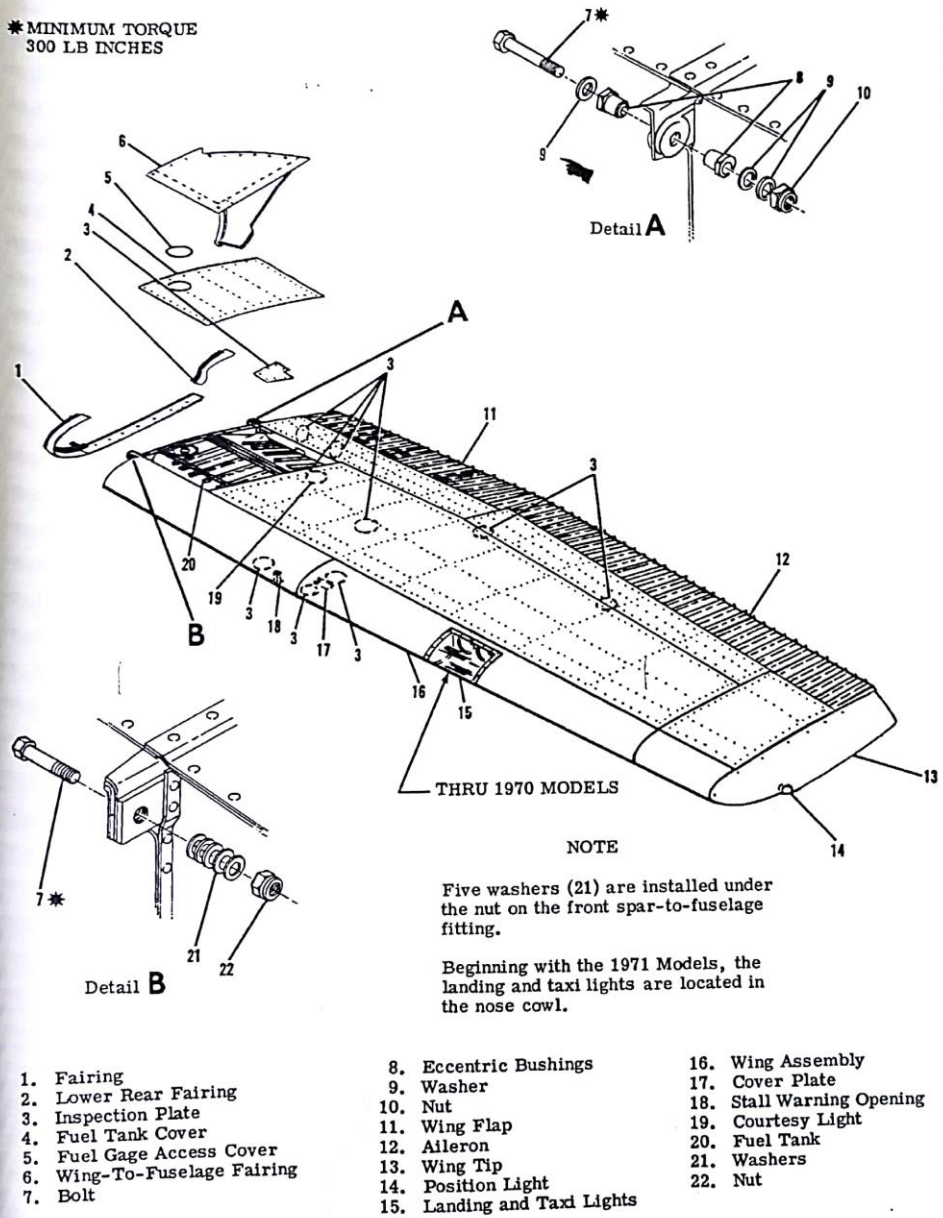


Figure 4-1. Wing Installation

ANEXO F

SUPLEMETAL INSPECTION NUMBER 57-11-02

fittings. Be sure eccentric bushings are positioned as marked.

b. Install bolts, spacers, and nuts to secure upper and lower ends of wing strut to wing and fuselage fittings.

c. Route flap and aileron cables, using guide wires. (See note in paragraph 4-4.)

d. Connect:

1. Electrical wires at wing root disconnects.
2. Fuel lines at wing root. (Refer to precautions outlined in paragraph 12-3.)
3. Pitot line (if left wing is being installed).
4. Wing leveler vacuum tube, if installed, at wing root.

e. Rig aileron system. (Section 6.)

f. Rig flap system. (Section 7.)

g. Refuel wing tank and check for leaks. (Refer to precautions outlined in paragraph 12-3.)

h. Check operation of wing tip and landing and taxi lights. (thru 1970 Models).

i. Check operation of fuel gage.

j. Install wing root fairings.

NOTE

Beginning with 1972 Models, a extruded fillet sealant (576.1 Permagum: Presstite Engineering Company) of equivalent is applied between cabin top skin and wing skin, also across top of lower strut fitting at skin cutout. Gap between windshield and wing leading edge is sealed with (Polyken 230 or Polyken 231; Kendall-Polyken Division, Tuck 92T, Technical Tape Corporation) or equivalent.

NOTE

Be sure to insert soundproofing panel in wing gap, if such a panel was installed originally, before replacing wing root fairings.

k. Install all wing inspection plates, interior panels and upholstery.

4-7. ADJUSTMENT (CORRECTING "WING-HEAVY" CONDITION. (See figure 4-1.) If considerable control wheel pressure is required to keep the wings level in normal flight, a wing-heavy condition exists.

a. Remove wing fairing strip on the wing-heavy side of the airplane.

b. Loosen nut (10) and rotate bushings (8) simultaneously until the bushings are positioned with the thick side of the eccentrics up. This will lower the trailing edge of the wing, and decrease wing-heaviness by increasing angle-of-incidence of the wing.

CAUTION

Be sure to rotate the eccentric bushings simultaneously. Rotating them separately will destroy the alignment between the off-center bolt holes in the bushings, thus exerting a shearing force on the bolt, with possible damage to the hole in the wing spar.

c. Tighten nut and reinstall fairing strip.

d. Test-fly the aircraft. If the wing-heavy condition

still exists, remove fairing strip on the "lighter" wing, loosen nut and rotate bushings simultaneously until the bushings are positioned with the thick side of the eccentric down. This will raise the trailing edge of the wing, thus increasing wing-heaviness to balance heaviness in the opposite wing.

e. Tighten nut, install fairing strip, and repeat test flight.

4-8. WING STRUTS. (See figure 4-2.)

4-9. DESCRIPTION. Each wing has a single lift strut which transmits a part of the wing load to the lower portion of the fuselage. The strut consists of a streamlined tube riveted to two end fittings for attachment at the fuselage and wing.

4-10. REMOVAL AND INSTALLATION.

a. Remove screws from strut fairings and slide fairings along strut.

b. Remove fuselage and wing inspection plates at strut junction points.

c. Support wing securely, then remove nut and bolt securing strut to fuselage.

d. Remove nut, bolt, and spacer used to attach strut to wing, then remove strut from aircraft.

e. Reverse preceding steps to install strut.

4-11. REPAIR. Wing strut repair is limited to replacement of tie-downs and attaching parts. A badly dented, cracked, or deformed wing strut should be replaced.

4-12. FIN. (See figure 4-3.)

4-13. DESCRIPTION. The fin is primarily of metal construction, consisting of ribs and spars covered with skin. Fin tips are of ABS or glass fiber construction. Hinge brackets at the fin rear spar attach the rudder.

4-14. REMOVAL AND INSTALLATION. A fin may be removed without first removing the rudder. However, for access and ease of handling, the rudder may be removed by following procedures outlined in Section 10.

a. Remove fairings on either side of fin.

b. Disconnect flashing beacon lead, tail navigation light lead, antennas and antenna leads, and rudder cables, if rudder has not been removed.

c. Remove bolts attaching rear fin brackets to horizontal stabilizer.

d. Remove bolts attaching front fin brackets to fuselage; remove fin.

e. Install fin by reversing preceding steps. Be sure to check and reset rudder and elevator travel if any stop bolts were removed or settings disturbed.

4-15. REPAIR. Fin repair should be accomplished in accordance with applicable instructions outlined in Section 18.

4-16. HORIZONTAL STABILIZER. (See figure 4-4.)

4-17. DESCRIPTION. The horizontal stabilizer is primarily of all-metal construction, consisting of ribs and spars covered with skin. Stabilizer tips

CESSNA AIRCRAFT COMPANY
MODEL 150 SERIES (1969 - 1976)
 SERVICE MANUAL

SUPPLEMENTAL INSPECTION NUMBER: 57-11-02

1. **TITLE:**
 Wing Structure Corrosion Inspection

2. **EFFECTIVITY**
 15069309 thru 15078505,
 F15000390 thru F15001338,
 A15000001 thru A1500684,
 FA1500001 thru FA1501120,
 FRA1500121 thru FRA1500311

CORROSION SEVERITY	INSPECTION	COMPLIANCE
MILD/MODERATE:	INITIAL	20 Years (NOTE)
	REPEAT	10 Years (NOTE)
SEVERE:	INITIAL	10 Years (NOTE)
	REPEAT	5 Years (NOTE)

NOTE: Refer to Section 2A-30-01 and associated maps to determine corrosion severity.

3. **PURPOSE**
 To ensure corrosion protection of the wing structure.

4. **INSPECTION INSTRUCTIONS**

- A. Open all access panels and remove all fairings and the wing tips from the wings. Refer to the applicable Model 150 Service Manual.
 - (1) Clean area before inspecting if grime or debris is present.
- B. Visually inspect throughout the wing sections for corrosion or traces of corrosion products through the access panels and wing tips.
- C. Visually inspect for open fastener holes or loose rivets in the structure. Open fastener holes are an indication that a rivet has corroded and departed the airplane.
- D. Use a borescope to inspect inaccessible areas.
 - (1) Some additional areas can be reached by threading the borescope probe through lightening holes in the trailing edge ahead of the flap and aileron.
 - (2) During the borescope inspection, pay particular attention to rivet butts and flanges containing rivets.
- E. Install previously removed access panels, fairings and wing tips. Refer to the applicable Model 150 Service Manual.

5. **ACCESS AND DETECTABLE CRACK SIZE**

ACCESS/LOCATION/ZONE	DETECTABLE CRACK SIZE
Wing	Not Allowed

6. **INSPECTION METHOD**
 Visual, Borecope

CESSNA AIRCRAFT COMPANY
MODEL 150 SERIES (1969 - 1976)
SERVICE MANUAL

7. REPAIR/MODIFICATION

- A. If corrosion is present, it must be removed before refinishing. The recommended procedure to remove corrosion is by hand sanding, using a fine grained sandpaper.

NOTE: Particularly if corrosion is detected using a borescope, significant disassembly may be required to remove corrosion and to refinish and repair surfaces. Contact Cessna Customer Service for assistance prior to beginning the repair if the disassembly exceeds the repair facilities experience or capability.

- B. Use 180 or finer grit abrasive cloth, to produce a diameter-to-depth ratio of about 10:1. Use ultrasonic methods to determine thickness after removing corrosion. Repairs are required if thickness is less than 90% of uncorroded material.
- C. Refinish sanded areas.
- (1) Solvent Wipe.
 - (a) Wipe off excess oil, grease or dirt from the surface to be cleaned.
 - (b) Apply solvent to a clean cloth, preferably by pouring solvent onto cloth from a safety can or other approved, labeled container. The cloth must be well saturated, but not dripping.
 - (c) Wipe surface with the moistened cloth as necessary to dissolve or loosen soil. Work a small enough area so the surface being cleaned remains wet.
 - (d) Immediately wipe the surface with a clean, dry cloth, while the solvent is still wet. Do not allow the surface to evaporate dry.
 - (e) Do steps (b) through (d) again until there is no discoloration on the drying cloth.
 - (2) Apply corrosion primer in accordance with Corrosion-Resistant Primer MIL-PRF-23377G or later.
 - (a) Mix and apply in accordance with manufacturer's instructions.
 - (b) Apply mixture with a wet cross coat to yield a dry film thickness of 0.6 to 0.8 mils.
 - (c) Allow to air dry for two to four hours.

8. COMMENTS

ANEXO G

CORROSIÓN

SERVICE MANUAL

CORROSION

1. General

- A. This section describes corrosion to assist maintenance personnel in identification of various types of corrosion and application of preventative measures to minimize corrosion activity.
- B. Corrosion is the deterioration of a metal by reaction to its environment. Corrosion occurs because most metals have a tendency to return to their natural state.

2. Corrosion Characteristics

- A. Metals corrode by direct chemical or electrochemical (galvanic) reaction to their environment. The following describes electrochemical reaction:
 - (1) Electrochemical corrosion can best be compared to a battery cell. Three conditions must exist before electrochemical corrosion can occur:
 - (a) There must be a metal that corrodes and acts as the anode (+ positive).
 - (b) There must be a less corrodible metal that acts as the cathode (- negative).
 - (c) There must be a continuous liquid path between the two metals, which acts as the electrolyte. This liquid path may be condensation or, in some cases, only the humidity in the air.
 - (2) Elimination of any one of the three conditions will stop the corrosion reaction process.
 - (3) A simple method of minimizing corrosion is adding a layer of pure Aluminum to the surface. The pure Aluminum is less susceptible to corrosion and also has a very low electro-potential voltage relative to the remainder of the alloyed sheet. This process is conducted at the fabricating mill and the product is called Alclad. Model 150 airplanes had sheet metal parts constructed of Al-clad sheet.
 - (4) One of the best ways to eliminate one of the conditions is to apply an organic film (such as paint, grease or plastic) to the surface of the metal affected. This will prevent electrolyte from connecting the cathode to the anode so current cannot flow and therefore, prevent corrosive reaction and was not available for production Model 150 airplanes.
 - (5) Other means employed to prevent electrochemical corrosion include anodizing and electroplating. Anodizing and other passivating treatments produce a tightly adhering chemical film which is much less electrochemically reactive than the base metal. Because the electrolyte cannot reach the base metal, corrosion is prevented. Electroplating deposits a metal layer on the surface of the base material, which is either less electrochemically reactive (Example: chrome on steel) or is more compatible with the metal to which it is coupled (Example: cadmium plated steel fasteners used in aluminum).
 - (6) At normal atmospheric temperatures, metals do not corrode appreciably without moisture. However, the moisture in the air is usually enough to start corrosive action.
 - (7) The initial rate of corrosion is usually much greater than the rate after a short period of time. This slowing down occurs because of the oxide film that forms on the metal surfaces. This film tends to protect the metal underneath.
 - (8) When components and systems constructed of many different types of metals must perform under various climatic conditions, corrosion becomes a complex problem. The presence of salts on metal surfaces (sea or coastal operations) greatly increases the electrical conductivity of any moisture present and accelerates corrosion.
 - (9) Other environmental conditions that contribute to corrosion are:
 - (a) Moisture collecting on dirt particles.
 - (b) Moisture collecting in crevices between lap joints, around rivets, bolts and screws.

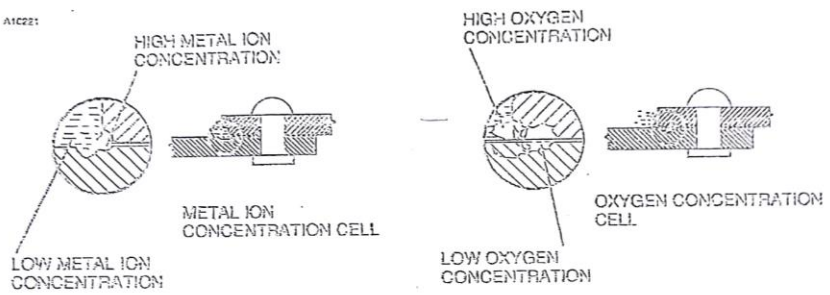
3. Types of Corrosion

- A. The common types of corrosion that are encountered in airplane maintenance are described in this section. In many instances more than one form of corrosion may exist at the same time. While this makes it difficult to determine the exact type of corrosion, it should still be possible to determine that a corrosive process is taking place. If it is impractical to replace an assembly or component, contact an authorized repair shop.

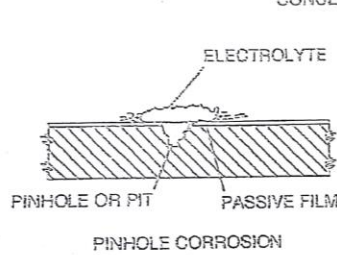
- CORROSION
- B. Direct Chemical Attack.
- (1) Direct chemical attack may take place when corrosive chemicals, such as battery electrolyte, caustic cleaning solutions or residual flux deposits are allowed to remain on the surface or become entrapped in cracks or joints. Welding or soldering flux residues are hygroscopic and will tend to cause severe pitting. Any potentially corrosive substance should be carefully and completely removed whenever such spillage occurs.
- C. Pitting Corrosion.
- (1) The most common effect of corrosion on polished aluminum parts is called pitting. It is first noticeable as a white or gray powdery deposit, similar to dust, which blotches the surface (Refer to Figure 1).
- (2) When the deposit is cleaned away, tiny pits can be seen in the surface. Pitting may also occur in other types of metal alloys.
- D. Intergranular Corrosion.
- (1) Intergranular corrosion (Refer to Figure 1) takes place because of the nature of the structure of metal alloys. As metals cool from the molten state, a granular structure is formed. The size and composition of the grains and the material in the grain boundaries depend on several factors including the type of alloy and rate of cooling from the molten state or cooling after heat-treating. The grains differ chemically and may differ electrochemically from the boundary material. If an electrolyte comes in contact with this type of structure, the grains and boundary material will act as anode and cathode and undergo galvanic corrosion. The corrosion proceeds rapidly along the grain boundaries and destroys the solidity of the metal.
- E. Exfoliation gives the appearance of sheets of very thin metal separated by corrosion products. It is a form of intergranular corrosion. Since the corroded products are thicker than the uncorroded aluminum, exfoliation shows itself by "lifting up" the surface grains of a metal by the force of expanding corrosion. This type of corrosion is most often seen on extruded sections, where the grain thicknesses are usually less than in rolled alloy form.
- F. Dissimilar Metal Corrosion. (Refer to Figure 1)
- (1) Dissimilar metal corrosion occurs when dissimilar metals are in contact in the presence of an electrolyte. A common example of dissimilar metal contact involves the attachment of aluminum parts by steel fasteners.
- G. Concentration Cell Corrosion. (Refer to Figure 1)
- (1) Concentration cell corrosion occurs when two or more areas of the same metal surface are in contact with different concentrations of the same solution, such as moist air, water and chemicals.
- (2) The general types of concentration cell corrosion are identified as metal ion cells and oxygen cells. Refer to Figure 1.
- H. Filiform Corrosion.
- (1) Filiform corrosion is a "concentration cell" corrosion process. When a break in the protective coating over aluminum occurs, the oxygen concentration at the back or bottom of the corrosion cell is lower than that at its open surface. The oxygen concentration gradient thus established, causes an electric current flow and corrosion results. Filiform corrosion results when this happens along the interface between the metal and the protective coating and appears as small worm-like tracks. Filiform corrosion generally starts around fasteners, holes and countersinks and at the edge of sheet metal on the outer surface of the airplane. Filiform corrosion is more prevalent in areas with a warm, damp and salty environment.
- (2) To help prevent filiform corrosion development, the airplane should be:
- (a) Spray washed at least every two to three weeks (especially in a warm, damp environment).
- (b) Waxed with a good grade of water repellent wax to help keep water from accumulating in skin joints and around countersinks.

NOTE: Wax only clean surfaces. Wax applied over salt deposits will almost guarantee a trapped salt deposit, which is capable of accumulating moisture and developing into filiform corrosion.

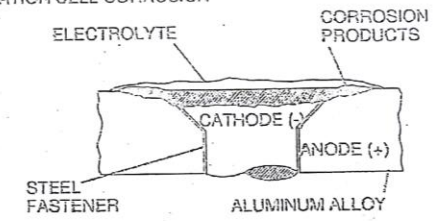
A10221



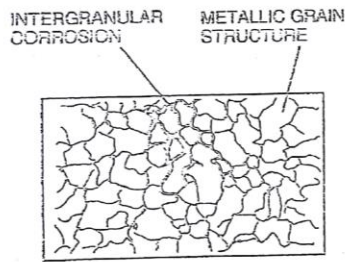
CONCENTRATION CELL CORROSION



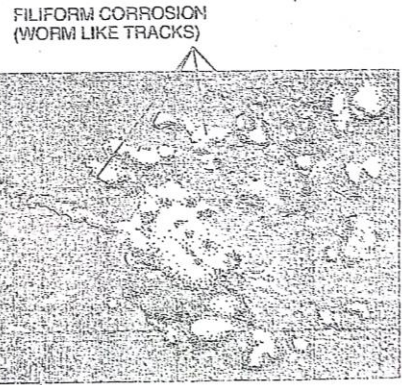
PINHOLE CORROSION



DISSIMILAR METAL CORROSION



INTERGRANULAR CORROSION (HIGHLY MAGNIFIED)



FILIFORM CORROSION (HIGHLY MAGNIFIED)

55911C01
 55911C01
 55911C01
 55911C02
 52911013
 52918C04

Corrosion
Figure 1 (Sheet 1)

- (c) Keep the airplane hangared to protect it from the atmosphere.
 - (d) Fly the airplane to promote aeration of enclosed parts.
 - (e) Ensure all vent/drain holes are open to ventilate the interior of airplane.
 - (3) To remove pitting corrosion once it has been discovered:
 - (a) Remove paint from corroded area.
 - (b) Remove corrosion by sanding area to metal surface, using either a ScotchBrite pad or 320 grit sandpaper (aluminum oxide or silicone carbide grit).
 - (c) Clean and refinish surface.
 - I. Stress Corrosion Cracking.
 - (1) This corrosion is caused by the simultaneous effects of tensile stress and corrosion. The stress may be internal or applied. Internal stresses are produced by nonuniform shaping during cold working of the metal, press and shrink fitting general hardware and those induced when pieces, such as rivets and bolts, are formed. The amount of stress varies from point to point within the component. Stress corrosion is most likely to occur at points of highest stress, which are also subject to corrosion influence.
 - J. Fatigue Corrosion.
 - (1) Fatigue corrosion is a special case of stress corrosion caused by the combined effects of cyclic stress and corrosion.
4. Typical Corrosion Areas
- A. Aluminum appears high in the electrochemical series of elements and its position indicates that it should corrode very easily. However, the formation of a tightly adhering oxide film offers increased resistance under mild corrosive conditions. Most metals in contact with aluminum form couples, which undergo galvanic corrosion attack. The alloys of aluminum are subject to pitting, intergranular corrosion and intergranular stress corrosion cracking.
 - B. Battery Electrolyte.
 - (1) Battery electrolyte used in lead acid batteries is composed of 35% sulfuric acid and 65% water. When electrolyte is spilled, it should be cleaned up immediately. A weak boric acid solution may be applied to the spillage area followed by a thorough flushing with clean, cold running water. If boric acid is not available, flush the area with clean, cold water.
 - (2) If corrosion appears, use an approved repair method to repair the structure.
 - C. Steel Control Cable.
 - (1) Checking for corrosion on a control cable is normally accomplished during the preventative maintenance check. During preventative maintenance, broken wire and wear of the control cable are also checked.
 - (2) If the surface of the cable is corroded, carefully force the cable open by reverse twisting and visually inspect the interior. Corrosion on the interior strands of the cable constitutes failure and the cable must be replaced. If no internal corrosion is detected, remove loose external rust and corrosion with a clean, dry, coarse weave rag or fiber brush.

CAUTION: Do not use metallic wools or solvents to clean installed cables. Metallic wools will embed dissimilar metal particles in the cables and create further corrosion. Solvents will remove internal cable lubricant, allowing cable strands to abrade and further corrode.

 - (3) After thorough cleaning of exterior cable surfaces, if the cable appears dry, the lubrication originally supplied on the cable has probably oxidized and needs to be replaced with a light oil (5w motor oil, "3 in 1" oil, LPS-2, WD-40 or Diesel Fuel). Apply the oil with a cloth and then rub the cable with the cloth to coat the cable with a thin layer of oil. Excessive oil will collect dust and be as damaging to the cable as no lubrication.
 - D. Piano Type Hinges.
 - (1) The construction of piano type hinges forms moisture traps as well as the dissimilar metal couple between the steel hinge pin and the aluminum hinge. Solid film lubricants are often applied to reduce corrosion problems.

MODEL 130 SERIES (1969 - 1973)
SERVICE MANUAL

- (2) Care and replacement of solid film lubricants require special techniques peculiar to the particular solid film being used. Good solid film lubricants are lubricants conforming to Specification MIL-PRF-81322.
 - (a) Solid film lubricants prevent galvanic coupling on close tolerance fittings and reduce fretting corrosion. Surface preparation is extremely important to the service or wear life of solid film lubricants.
 - (b) Solid film lubricants are usually applied over surfaces coated with other films, such as anodize and phosphates. They have been successfully applied over organic coatings such as epoxy primers.

CAUTION: Solid film lubricants containing graphite, either alone or in mixture with any other lubricants, should not be used since graphite is cathodic to most metals and will cause galvanic corrosion in the presence of electrolytes.

E. Requirements peculiar to faying surfaces of airframes, airframe parts and attaching surfaces of equipment, accessories and components.

- (1) When repairs are made on equipment or when accessories and components are installed, the attaching surfaces of these items should be protected. The following requirements are peculiar to faying surfaces on airframes, airframe parts and attaching surfaces of equipment, accessories and components:
 - (2) Surfaces of similar or dissimilar metals.
 - (a) All faying surfaces, seams and lap joints protected by sealant must have the entire faying surface coated with sealant. Excess material squeezed out should be removed so that a fillet seal remains. Joint areas, which could hold water, should be filled or coated with sealant.
 - (3) Attaching Parts.
 - (a) Attaching parts, such as nuts, bushings, spacers, washers, screws, self-tapping screws, self-locking nuts and clamps, do not need to be painted in detail except when dissimilar metals or wood contact are involved in the materials being joined. Such parts should receive a wet or dry coat of primer.

NOTE: Corrosion inhibiting solid film lubricants, Specification MIL-PRF-46010 and/or MIL-L-46147, may be used to protect attaching parts from corrosion.

- (b) All holes drilled or reworked in aluminum alloys to receive bolts, bushings, screws, rivets and studs should be treated before installation of fasteners or bushings.
- (c) All rivets used to assemble dissimilar metals should be installed wet, with sealant, conforming to Specification MIL-PRF-81733 Corrosion inhibiting sealer (Type X).
- (4) Close tolerance bolts passing through dissimilar metals should be coated before installation, with a corrosion inhibiting solid film lubricant conforming to Specification MIL-PRF-46010 and/or MIL-L-46147.
- (5) Washers made of aluminum alloy of suitable design should be used under machine screws, countersunk fasteners, bolt heads and nuts.
- (6) Adjustable parts threads such as tie rod ends, turnbuckles, etc., should be protected with solid film lubrication conforming to Specification MIL-PRF-46010 and/or MIL-L-46147.
- (7) Slip fits should be assembled using wet primer conforming to Specification MIL-PRF-23377G or later, non-drying zinc chromate paste or solid film lubricant conforming to Specification MIL-PRF-46010 and/or MIL-L-46147.
- (8) Press fits should be accomplished with oil containing material conforming to Specification MIL-C-11796, Class 3 and/or MIL-C-16173, Class 1 or with other suitable material that will not induce corrosion.

F. Electrical.

- (1) Bonding and ground connections should be as described by the installation procedure.
- (2) Potting compounds are used to safeguard against moisture. Corrosion in electrical systems and resultant failure can often be attributed to moisture and climatic condition.

CESSNA AIRCRAFT COMPANY
MODEL 150 SERIES (1939 - 1976)
SERVICE MANUAL

- (3) Corrosion of metal can be accelerated because of the moisture absorbed by fungi. Fungi can create serious problems since it can act as an electrolyte, destroying the resistance of electrical insulating surfaces. Specification ASTM D3955 or ASTM D295-58 outlines moisture and fungus resistant varnish to be used.

5. General Corrosion Repair

- A. This section provides general guidance on the repair of corroded area. The procedure presented is:
- (1) Gain access to the entire corroded area.
 - (2) Mechanically remove the corrosion products
 - (3) Determine the extent of the corrosion damage
 - (4) Repair or replace the damaged components
 - (5) Finish the new or repaired parts.
 - (6) Replace removed components
- B. Gain access to the entire corroded area.
- (1) Corrosion products typically retain moisture. If those products are not removed, corrosion will continue. Corrosion can take place within layered construction or under (behind) equipment fastened in place.
- C. Mechanically remove the corrosion.
- (1) Chemicals will not remove corrosion. The best chemicals can do is interrupt the corrosion cell by either displacing water or shielding corrosion products from oxygen. In either case, the effect is temporary and will need to be renewed.
 - (2) Sand mild corrosion.
 - (3) Use rotary files or sanding disks for heavier corrosion. Finish up with fine sand paper.
- NOTE: Do not use metallic wool. Metal particles will be embedded in the surface, which will initiate additional corrosion.
- D. Determine the extent of corrosion damage.
- (1) Direct measurement is simplest.
 - (2) Indirect measurement may be necessary
 - (a) Eddy Current or ultrasound tools can be used for thickness measurement away from part edges.
- E. Repair or replace corrosion damaged components
- (1) Replace damaged or corroded steel or aluminum fasteners.
 - (2) If the material is sheet or plate, the thickness is allowed to be as little as 90% of the nominal thickness.
 - (3) This general allowance is not allowed if:
 - (a) The area of the part contains fasteners.
 - (b) The reduced thickness compromises the fit or function of a part.
- F. Finish the new or repaired parts
- (1) Apply Alodine or similar anticorrosion compounds to new or repaired parts or
 - (2) Apply zinc chromate or
 - (3) Apply epoxy fuel tank primer.
 - (4) Paint the exterior or visible interior parts according to Section 19 of the Model 150 Service Manual.
- G. Replace Removed Components.

6. General

- A. This section contains maps which define the severity of potential corrosion on the airplane structure.
- B. The Corrosion Severity Zones identified in Figure 2, Figure 3, Figure 4, Figure 5, Figure 6 and Figure 7 are provided for guidance to determine types and frequency of required inspections and other maintenance.

CESSNA AIRCRAFT COMPANY
MODEL 150 SERIES (1969 - 1976)
SERVICE MANUAL

- C. Corrosion Severity Zones are affected by atmospheric and other climatic factors. It is the responsibility of the owner and operator to determine the specific corrosion severity level with respect to the operating environment of the aircraft based on geographic location and known environmental conditions. Corrosion Severity Zones are defined as follows.
- (1) Mild Corrosion Severity Zone
 - (a) Airplanes operated in arid, temperate or cold regions.
 - (2) Moderate Corrosion Severity Zone
 - (a) Airplanes operated in tropical or subtropical high humidity regions.
 - (3) Severe Corrosion Severity Zone
 - (a) Airplanes operated in the following conditions should follow the procedures for severe corrosion zones.
 - 1 Salt water or coastal regions.
 - 2 Based in or near industrial and/or metropolitan areas with heavy atmospheric pollution.
 - 3 From airports where the use of chemical de-icers is common.
 - 4 Agricultural operations.
 - 5 On floats.

HOJA DE VIDA

DATOS PERSONALES

- **NOMBRE:** Luis Guillermo Socasi Ocampos
- **NACIONALIDAD:** Ecuatoriana
- **FECHA DE NACIMIENTO:** 23 de agosto de 1996
- **CÉDULA DE CIUDADANÍA:** 1721023511
- **TELÉFONOS:** 0939940632
- **CORREO ELECTRÓNICO:** luissocasi@gmail.com
- **DIRECCIÓN:** Quito-Amaguaña barrio el Blanqueado



ESTUDIOS REALIZADOS

- **PRIMARIA:** Colegio Militar N° 10 Abdón Calderón
- **SECUNDARIA:** Colegio Militar N° 10 Abdón Calderón
- **SUPERIOR:** Universidad de las Fuerzas Armadas – ESPE

TÍTULOS OBTENIDOS

- Bachillerato General en Ciencias
- Tecnología en Mecánica Aeronáutica - Mención aviones

EXPERIENCIA LABORAL O PRÁCTICAS PRE-PROFESIONALES

- **EMPRESA:** Unidad de Gestión de Tecnologías – ESPE (80 H)
- **EMPRESA:** GAE-44 “PASTAZA” (160 H)
- **EMPRESA:** 15 BAE “PAQUISHA” (200 H)
- **EMPRESA:** 15 BAE “PAQUISHA”, (200 H)

**HOJA DE LEGALIZACIÓN DE FIRMAS
DEL CONTENIDO DE LA PRESENTE INVESTIGACIÓN SE
RESPONZABILIZA EL AUTOR**

Luis Guillermo Socasi Ocampos

**ING. RODRIGO BAUTISTA
DIRECTOR DE LA CARRERA
DE MECÁNICA AERONÁUTICA**

CESIÓN DE DERECHOS DE PROPIEDAD INTELECTUAL

Yo, **Luis Guillermo Socasi Ocampos**, Egresado de la carrera de Mecánica Aeronáutica Mención aviones, en el año de 2018, con Cédula de Ciudadanía No. 1721023511, autor del trabajo de Graduación “**INSPECCIÓN DE 6000 HORAS EN LA AERONAVE CESSNA 150M CON MATRÍCULA N2919V PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS - ESPE**”, cedo mis derechos de propiedad intelectual a favor de la Unidad De Gestión De Tecnologías de la Universidad de las Fuerzas Armadas.

Para constancia firmo la presente cesión de propiedad intelectual.

LUIS GUILLERMO SOCASI OCAMPOS

Latacunga, diciembre de 2018