



ESPE
UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

UNIDAD DE GESTIÓN DE  TECNOLOGÍAS

DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE TECNOLOGÍA EN MECÁNICA AERONÁUTICA

MENCIÓN AVIONES

MONOGRAFÍA: PREVIO A LA OBTENCIÓN DEL TÍTULO DE

TECNÓLOGO EN: MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN AVIONES

TEMA: “INSPECCIÓN DE LOS CONE BOLTS DEL ESTABILIZADOR HORIZONTAL Y VERTICAL DEL AVIÓN FAIRCHILD FH-227, CON MATRÍCULA HC-BHD MEDIANTE EL MANUAL DE MANTENIMIENTO PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS – ESPE”.

AUTOR: CHUQUIANA CHICAIZA, ITALO EFRAIN

DIRECTOR: TLGO. ZURITA CAISAGUANO, JONATHAN RAPHAEL

LATACUNGA

2020



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE TECNOLOGÍA EN MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN

AVIONES

CERTIFICACIÓN

Certifico que la monografía, “INSPECCIÓN DE LOS CONE BOLTS DEL ESTABILIZADOR HORIZONTAL Y VERTICAL DEL AVIÓN FAIRCHILD FH-227, CON MATRÍCULA HC-BHD MEDIANTE EL MANUAL DE MANTENIMIENTO PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS – ESPE”, fue realizada por el señor **CHUQUIANA CHICAIZA, ITALO EFRAIN** la misma que ha sido revisada en su totalidad, analizado por la herramienta de verificación de similitud de contenido; por lo tanto cumple con los requisitos teóricos, científicos, técnicos, metodológicos y legales establecidos por la Universidad de Fuerzas Armadas ESPE, razón por la cual me permito acreditar y autorizar para que lo sustente públicamente.

Latacunga, 03 de febrero de 2020

TLGO. ZURITA CAISAGUANO, JONATHAN RAPHEL
C.C.: 0503068660



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE TECNOLOGÍA EN MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN

AVIONES

AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD

Yo, **CHUQUIANA CHICAIZA, ITALO EFRAIN**, declaro que el contenido, ideas y criterios de la monografía: **INSPECCIÓN DE LOS CONE BOLTS DEL ESTABILIZADOR HORIZONTAL Y VERTICAL DEL AVIÓN FAIRCHILD FH-227, CON MATRÍCULA HC-BHD MEDIANTE EL MANUAL DE MANTENIMIENTO PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS – ESPE** es de mi autoría y responsabilidad, cumpliendo con los requisitos teóricos, científicos, técnicos, metodológicos y legales establecidos por la Universidad de Fuerzas Armadas ESPE, respetando los derechos intelectuales de terceros y referenciando las citas bibliográficas.

Consecuentemente el contenido de la investigación mencionada es veraz.

Latacunga, 03 de febrero de 2020



CHUQUIANA CHICAIZA, ITALO EFRAIN
C.C.:1805304316



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

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

AUTORIZACIÓN

*Yo, **CHUQUIANA CHICAIZA, ITALO EFRAIN**, autorizo a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE publicar la monografía: **INSPECCIÓN DE LOS CONE BOLTS DEL ESTABILIZADOR HORIZONTAL Y VERTICAL DEL AVIÓN FAIRCHILD FH-227, CON MATRÍCULA HC-BHD MEDIANTE EL MANUAL DE MANTENIMIENTO PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS – ESPE: en el Repositorio Institucional, cuyo contenido, ideas y criterios son de mi responsabilidad.***

Latacunga, 03 de febrero de 2020



CHUQUIANA CHICAIZA, ITALO EFRAIN
C.C.:1805304316

DEDICATORIA

El presente proyecto de titulación va dedicado especialmente al merecedor de todas las cosas existentes en el mundo a Dios, quien me ha dado la vida y me ha permitido cumplir el logro de culminar una carrera profesional y que me acompañado, me ha cuidado de cualquier problema y dándome la fuerza para superar y seguir al frente superando toda dificultad que se presentó en el transcurso de mi vida estudiantil.

El mismo se lo dedico a mis padres el principal motor para superarme y seguir adelante, a ellos lo debo todo, porque fueron los principales inspiradores y promotores de mi estudio, que con esfuerzo y trabajo han logrado la providencia en este transcurso largo de la vida como alumno.

También el proyecto va dedicado para mi novia y su hogar que son como parte de mi familia, a quienes les agradezco por los consejos y apoyo incondicional, ahora puedo sentirme orgulloso por la familia y amigos que están a mi lado.

Para finalizar dedico este proyecto a los docentes de la prestigiosa institución educativa a la que pertenezco, por implantar los conocimientos que serán valiosos ahora en una nueva etapa como profesionales en el ámbito laboral, maestros de excelencia que formarán parte de los recuerdos más memorables de mi vida.

CHUQUIANA CHICAIZA ITALO EFRAIN

AGRADECIMIENTO

Retribuyo a Dios por ser mi protector y el guía de mis senderos como igual ser mi guardador durante mi existencia, agradezco por la vida, primero que nada, y por su favor incondicional quien me enseñó que el amor del Padre Celestial no tiene final y es incondicional para conmigo y sus hijos.

A mi familia y personas que formaron parte durante este lapso de tiempo y como punto principal a mis queridos padres quienes me enseñaron el valor de poseerlos hasta hoy en día y que con humildad y sencillez de corazón me formaron como de hombre con valores fomentados en los mandamientos espirituales.

De manera correspondiente agradezco a mi novia y su casa por las motivaciones y por la fortaleza y por abrir las puertas de su casa para poder realizar mis tareas debido que no tenía las posibilidades de constar con medios adecuados para mis estudios, así mismo agradezco a mi familia que siempre me han sabido apoyar y aconsejar para no dejarme influenciar o caer en malos vicios que muchos hacen parte de la vida estudiantil.

Por último, agradezco a los docentes de la institución que con sus conocimientos y aprendizajes que me han sabido impartir y me siento orgulloso por pertenecer en uno de sus estudiantes.

CHUQUIANA CHICAIZA ITALO EFRAIN

ÍNDICE DE CONTENIDO

CARÁTULA

CERTIFICACIÓN	I
AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD	II
AUTORIZACIÓN	III
DEDICATORIA	IV
AGRADECIMIENTO	V
ÍNDICE DE CONTENIDO	VI
ÍNDICE DE TABLAS	XII
ÍNDICE DE FIGURAS	XIII
RESUMEN	XVIII
ABSTRACT	XIX

CAPÍTULO I

PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA DE INVESTIGACIÓN

1.1 Antecedentes.....	1
1.2 Planteamiento del problema.....	2
1.3 Justificación e Importancia.....	3
1.4 Objetivos.....	4
1.4.1 Objetivo general	4
1.4.2 Objetivos específicos.....	4
1.5 Alcance.....	5

CAPÍTULO II

MARCO TEÓRICO

2.1	Historia e información del Avión Fairchild FH-227	6
2.2	Desarrollo del Avión Fairchild FH-227	7
2.3	Ejes del avión	8
2.3.1	Eje vertical.....	10
2.3.2	Eje longitudinal	10
2.3.3	Eje trasversal o lateral	11
2.4	Superficies de control.....	11
2.4.1	Componentes de las superficies de control.	12
2.4.2	Componentes del sistema de control.....	13
a.	Poleas.....	13
b.	Cables.....	13
c.	Tubos push-pull	16
d.	Sistema hidráulico	17
e.	Sistema eléctrico.....	19
2.4.3	Superficies primarias.....	20
a.	Alerone	21
b.	Timón de profundidad o elevadores.....	23
c.	Timón de dirección o Rudder	23
d.	Compensadores o Trims.....	24
2.4.4	Superficies secundarias	25

a.	Flaps	25
b.	Tipos de Flaps	26
c.	Slats	27
d.	Spoilers (aerofrenos)	28
2.5	Estabilizadores	28
2.5.1	Estabilizador horizontal.....	29
2.5.2	Estabilizador vertical.....	29
2.5.3	Tipos de estabilizadores	30
a.	Colas convencionales	30
a.1	Cola clásica.....	30
a.2	Cola alta.....	31
a.3	Cola cruciforme	31
b.	Colas especiales.....	31
b.1	Cola en V.....	32
b.2	Cola en H.....	32
b.3	Cola en Y.....	33
b.4	Cola doble	33
2.6	Materiales de composición estructural de una aeronave	34
a.	La madera	34
b.	El acero.....	34
c.	El aluminio	35
d.	Aleación de Magnesio	36
e.	Aleación de Titanio	36

f.	Materiales compuestos.....	36
f.1	Fibra de vidrio.....	37
f.2	Fibra de carbono	37
f.3	Fibra de boro.....	37
2.7	Inspección de aeronaves.....	38
2.7.1	Inspección por ensayos no destructivos	38
a.	Inspección Visual	38
a.1	Pasos para realizar una inspección visual.....	39
b.	Líquidos penetrantes	44
c.	Equipos para el proceso de inspección de líquidos penetrantes	45
d.	Pasos básicos para realizar una inspección por líquidos penetrantes.....	46
d.1	Estándares técnicos para ensayos no destructivos.....	49
e.	Partículas Magnéticas.....	50
f.	Radiografía (X-ray).....	51
g.	Ultrasonido.....	53

CAPÍTULO III

DESARROLLO DEL TEMA

3.1	Consideraciones generales	55
a.	Estado de la aeronave actual.....	55
3.2	Proceso para la inspección de Cone Bolts.....	56
3.2.1	Recopilación de información técnica	56
a.	Información del estabilizador vertical	57

b.	Información del estabilizador horizontal.....	61
3.2.2	Herramientas, materiales y equipos para la inspección.....	63
3.2.3	Información específica de los estabilizadores de la aeronave Fairchild FH-227	68
a.	Datos del empenaje y componentes que componen los estabilizadores.....	69
b.	Estudios realizados para la remover los estabilizadores.	69
3.2.4	Remoción de carenajes de los estabilizadores.....	70
3.2.5	Desmontaje del estabilizador horizontal y vertical para sustraer los Cone Bolts	70
a.	Pasos para la remoción del estabilizador vertical.....	71
b.	Pasos para la remoción del estabilizador horizontal	77
3.2.6	Limpieza y detección de corrosión de los Cone Bolts	80
a.	Proceso de mantenimiento para la corrosión galvánica	80
3.2.7	Inspección de Cone Bolts	81
3.2.8	Inspección visual	82
a.	Discrepancias y mantenimiento correctivo	83
a.1	Discrepancia (corrosión galvánica)	83
a.2	Mantenimiento correctivo de discrepancia	84
b.	Inspección y pasos para ensayos por líquidos penetrantes.....	84
3.2.9	Proceso anticorrosivo	87
a.	Pasos para colocar el anticorrosivo.	88
3.2.10	Montaje, conexión de cableado y barras, y colocación de carenajes	90
a.	Pasos para el montaje del estabilizador horizontal.....	90
b.	Pasos para el montaje del estabilizador vertical.....	94
c.	Instalación de los componentes de mando y conexiones mecánicas y eléctricas.....	97

CAPÍTULO IV**CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES**

4.1 Conclusiones99

4.2 Recomendaciones.....100

REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS101**ANEXOS106****ANEXO A:** Manual de Mantenimiento ATA 55. Desmontaje del estabilizador horizontal.**ANEXO B:** Manual de Mantenimiento AMM ATA 55. Desmontaje del estabilizador vertical.**ANEXO C:** Manual de Mantenimiento AMM ATA 55. Inspección de los estabilizadores.**ANEXO D:** Manual de Mantenimiento AMM ATA 55. Montaje del estabilizador horizontal y vertical.

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1. <i>Información técnica de la aeronave</i>	6
Tabla 2. <i>Información de pesos del avión</i>	7
Tabla 3. <i>Movimientos en los ejes del avión</i>	10
Tabla 4. <i>Clasificación de las aleaciones de aluminio</i>	35
Tabla 5. <i>Tipos de líquidos penetrantes</i>	44
Tabla 6. <i>Información específica del empenaje</i>	69
Tabla 7. <i>Información de pesos de materiales para remover los estabilizadores</i>	69

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1.	Ejes del avión.....	9
Figura 2.	Eje vertical	10
Figura 3.	Eje longitudinal.....	11
Figura 4.	Eje transversal.....	11
Figura 5.	Superficies de control del avión.	12
Figura 6.	Ilustración de polea.....	13
Figura 7.	Tensores de cables.....	15
Figura 8.	Medidas de cables.....	16
Figura 9.	Tubos push-pull.....	17
Figura 10.	Sistemas hidráulicos.....	19
Figura 11.	Ilustración de sistema eléctrico de controladores de vuelo.....	20
Figura 12.	Superficies primarias de control.....	21
Figura 13.	Alerones.....	22
Figura 14.	Elevadores.....	23
Figura 15.	Timón de dirección.....	24
Figura 16.	Flap simple.....	26
Figura 17.	Flaps de intrádos.....	26
Figura 18.	Flap flower.....	27
Figura 19.	Slats.....	27
Figura 20.	Aerofrenos.....	28
Figura 21.	Estabilizador horizontal.....	29

Figura 22.	Estabilizador vertical.	30
Figura 23.	Estabilizador convencional o clásica.	30
Figura 24.	Cola tipo T.	31
Figura 25.	Cola cruciforme.	31
Figura 26.	Cola en V.	32
Figura 27.	Cola tipo H.	33
Figura 28.	Cola en Y.	33
Figura 29.	Doble cola.	34
Figura 30.	Principios de inspección de partículas magnéticas.	50
Figura 31.	Ilustración de partículas magnéticas.	51
Figura 32.	Rayos X	52
Figura 33.	Inspección por ultrasonido.	53
Figura 34.	Confirmación del estabilizador vertical.	57
Figura 35.	Estructura del estabilizador vertical.	60
Figura 36.	Conjunto de estabilizador horizontal.	61
Figura 37.	Destornillador.	64
Figura 38.	Racha.	64
Figura 39.	Llaves de boca y corona.	65
Figura 40.	Antioxidante WD40.	65
Figura 41.	Pinzas.	66
Figura 42.	Martillo de goma.	66
Figura 43.	Lampara para NDI.	67
Figura 44.	Aerosol para NDI.	67

Figura 45.	Torquímetro.	67
Figura 46.	Información de estabilizadores.	68
Figura 47.	Remoción de carenajes.	70
Figura 48.	Remoción del estabilizador vertical.....	71
Figura 49.	Remoción del Rudder.	71
Figura 50.	Remoción del Rudder.	72
Figura 51.	Dorsal del carenaje.	72
Figura 52.	Carenajes del empenaje.	73
Figura 53.	Carenajes del empenaje.	73
Figura 54.	Abrazaderas del tubo.	73
Figura 55.	Desconexión de tubos	74
Figura 56.	Colocación de eslinga.	74
Figura 57.	Eslinga de elevación.	75
Figura 58.	Retiro de pernos del estabilizador.....	75
Figura 59.	Remoción de pernos.	76
Figura 60.	Levantamiento del estabilizador.	76
Figura 61.	Soporte del estabilizador.....	77
Figura 62.	Soporte del estabilizador.....	77
Figura 63.	Remoción del estabilizador horizontal.	77
Figura 64.	Estabilizador horizontal.	78
Figura 65.	Pernos del estabilizador horizontal.....	78
Figura 66.	Elevación del estabilizador horizontal.....	79
Figura 67.	Soporte del estabilizador horizontal.	79

Figura 68.	Limpieza de la corrosión.	80
Figura 69.	Corrosión galvánica.	80
Figura 70.	Limpieza de la corrosión.	81
Figura 71.	Limpieza de los pernos.	81
Figura 72.	Diagrama de inspección.	82
Figura 73.	Discrepancias.	83
Figura 74.	Discrepancias por la corrosión.	83
Figura 75.	Mantenimiento de pernos	84
Figura 76.	Preparación de la superficie.	85
Figura 77.	Limpieza de la superficie.	85
Figura 78.	Aplicación del líquido penetrante.	86
Figura 79.	Aplicación del revelador Check-SD-1.	86
Figura 80.	Revelación de discontinuidades.	87
Figura 81.	Resultados obtenidos.	87
Figura 82.	Limpieza de contaminantes.	88
Figura 83.	Limpieza de contaminantes.	88
Figura 84.	Mezcla del Primer y catalizador.	89
Figura 85.	Colocación del anticorrosivo.	89
Figura 86.	Anticorrosivo en los componentes.	89
Figura 87.	Secado del anticorrosivo.	90
Figura 88.	Montaje del estabilizador horizontal	90
Figura 89.	Alineación del estabilizador.	91
Figura 90.	Elevación del estabilizador.	91

Figura 91.	Lubricación del perno.	92
Figura 92.	Colocación del perno.	92
Figura 93.	Configuración del torque.	93
Figura 94.	Sujeción de los pernos.	93
Figura 95.	Retiro de eslinga de sujeción	93
Figura 96.	Montaje del estabilizador horizontal.	94
Figura 97.	Alineación de los accesorios del horizontal.....	95
Figura 98.	Colocación de los pernos.	95
Figura 99.	Sujeción de los pernos.	96
Figura 100.	Retiro de la eslinga.	96
Figura 101.	Instalación del fin tip vertical.	97
Figura 102.	Instalación de los componentes de mando.....	97

RESUMEN

En la Unidad de gestión de tecnologías “ESPE”, aproximadamente 10 años adquirieron la aeronave Fairchild Hiller fh-227 durante el tiempo que la aeronave fue establecida en la Unidad de Gestión antiguamente Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico (ITSA) no se ha desarrollado una inspección de mantenimiento para valorar el estado en el que se encuentra la aeronave y sus componentes teniendo a consideración este punto se dispuso el presente proyecto de inspección, con el objetivo de realizar inspecciones visuales y por líquidos penetrantes. Para realizar todo este procedimiento de inspección se tuvo que desmontar e instalar el estabilizador horizontal y el vertical para sustraer los Cone Bolts siguiendo los pasos establecidos por el Manual de Mantenimiento (AMM) en el cual por medio de la inspección visual se puede encontrar solo daños superficiales como rajaduras grandes, ralladuras y corrosión galvánica siempre y cuando sean apreciables al ojo humano. Para identificar algún daño o discontinuidad en los pernos que se necesiten ser observados a mayor apreciación se realiza una inspección por líquidos penetrantes proceso que proporciona la identificación de rajaduras, abolladuras o cualquier discontinuidad presente en el componente por medio de aerosoles y una luz ultravioleta, todo esto se realiza después de una profunda limpieza y preparación de los componentes. A través de todo el procedimiento desarrollado se obtuvo como resultado daños mínimos que pueden ser corregidos y puedan volver a estar operativos los pernos de sujeción o cone bolts.

PALABRAS CLAVE:

- **AERONAVE FAIRCHILD HILLER FH-227**
- **AERONAVES - MANTENIMIENTO**

ABSTRACT

In the Unidad de Gestión de Tecnologías “ESPE”, approximately 10 years acquired the aircraft Fairchild Hiller fh-227 during the time that the aircraft was established in the Unidad de Gestión formerly Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico (ITSA) has not developed a maintenance inspection to assess the state in which is the aircraft and its components taking into consideration this point was arranged this inspection project, with the aim of conducting visual and liquid penetrant inspections. In order to carry out this inspection procedure, the horizontal and vertical stabilizers had to be dismantled and installed in order to remove the Cone Bolts, following the steps established in the Maintenance Manual (AMM), in which visual inspection reveals only superficial damage, such as large cracks, scratches and galvanic corrosion, provided that these are visible to the human eye. In order to identify any damage or discontinuity in the bolts that need to be observed at greater appreciation, a liquid penetrant inspection process is carried out that provides the identification of cracks, dents or any discontinuity present in the component by means of aerosols and ultraviolet light, all this is done after a deep cleaning and preparation of the components. Through all the procedure developed, minimal damage was obtained which can be corrected and the fastening bolts or cone bolts can be made operational again.

KEYWORDS:

- **AIRCRAFT FAIRCHILD HILLER FH-227**
- **AIRCRAFT - MAINTENANCE**

CAPÍTULO I

PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA DE INVESTIGACIÓN

1.1 Antecedentes

A partir del 04 de junio de 1954 la Fuerza Aérea Ecuatoriana a través de la Escuela Técnica de las Fuerzas Armadas, cumpliendo con la tarea de formar y capacitar a personal de aerotécnicos en las especialidades de aviación, el 8 de noviembre de 1999, mediante el Acuerdo Ministerial No. 3237 del Ministerio de Educación Pública, Cultural y Deportes, la Escuela Técnica de Fuerza Aérea se transforma en el Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico (ITSA), constituyéndose así un centro académico de formación tecnológica superior regida por las leyes y reglamentos de educación superior correspondiente y registrada en el CONESUP el 20 de Septiembre del 2000, tiempo en la cual el Instituto (ITSA) abrió sus puertas a personal civil para formar tecnólogos capacitados que efectuaran trabajos cualificados en el campo de la aviación civil y militar mediante una educación integral.

El Consejo Provisional de la Universidad de las Fuerzas Armadas-ESPE, el 13 de enero del 2014, resolvió aprobar la creación de la Unidad de Gestión de Tecnologías (UGT), fortaleciendo así la unificación del Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE.

Actualmente la Unidad de Gestión de Tecnologías dispone de laboratorios y talleres equipados de mecánica, como también posee aviones escuelas, entre ellos tenemos la aeronave Fairchild 227, Hawker Siddeley 125 y la aeronave Cessna 150. Los mencionados aviones son utilizados como

medios de aprendizaje para los estudiantes de Mecánica Aeronáutica con el único fin de preparar a los futuros mecánicos para el ámbito laboral.

1.2 Planteamiento del problema

La carrera de Mecánica Aeronáutica de la Unidad de Gestión de Tecnologías, dispone de una aeronave de característica técnicas turbo hélice con fines de adiestramiento, los cuales ayudan a los estudiantes a conocer a fondo y de manera práctica a un avión y así mejorar el desenvolvimiento en el ámbito laboral.

Al paso del tiempo el avión sufre afectaciones en su estructura y mecanismos como; pérdida de componentes y deterioro, causando desgaste o alteraciones de las propiedades físicas de los cono bolts de los estabilizadores. Debido a que la aeronave se encuentra ubicada en la Unidad de Gestión de Tecnologías a la intemperie y por el inadecuado uso.

Una aeronave al verse afectada estructuralmente, no brinda seguridad y el desenvolvimiento académico de los estudiantes en materias prácticas, inconvenientes suficientes para mermar el progreso de aprendizaje, ya que en varias asignaturas tienen como guía el avión escuela de la Unidad de Gestión de Tecnologías-ESPE, lo cual es primordial y de vital importancia para la formación de los estudiantes de Mecánica Aeronáutica.

En el campo de aviación las aeronaves como sus componentes poseen un tiempo límite de vida útil, indistintamente los componentes tienen un límite en el cual necesitan de un mantenimiento para alargar el tiempo de vida o en otros casos ser desechados debido a que no se puede prolongar la vida útil, parámetros que vienen detallados en el AMM (AIRCRAFT MAINTENANCE

MANUAL) de la aeronave, por lo que en inspección darán resultado acerca de la condición en la que se encuentran los cone bolts de los estabilizadores.

1.3 Justificación e Importancia

La Unidad de Gestión de Tecnologías es un centro de educación superior calificado de alto nivel en el Ecuador que desde el 2014 es parte a la Universidad de las Fuerzas Armadas-ESPE, la cual oferta la Carrera de Mecánica Aeronáutica, siendo así el único Instituto en el país y que es certificada por la Dirección General de Aviación Civil (DGAC), dicha carrera cuenta con el material de adiestramiento imprescindible y los cuales deben estar en óptimas condiciones para mantener la integridad y la seguridad de los futuros mecánicos, facilitando así el mantenimiento e inspección de la aeronave.

Al tener a la aeronave y sus componentes operativos dentro del establecimiento de la Unidad de Gestión de Tecnologías-ESPE, se verán beneficiados los estudiantes y los docentes contribuyendo al avance académico de cada estudiante, garantizando la funcionalidad del avión lo cual va cooperar para mejorar el desarrollo y destreza de los estudiantes quienes ejercen trabajos de mantenimiento e inspección en la misma.

Este proyecto es viable porque garantiza la conservación de la aeronave y por ende de sus componentes, asegurando la operatividad de la misma también optimizara las enseñanzas que serán impartidas por los docentes de manera práctica para acrecentar de manera eficiente los conocimientos de los estudiantes de la Carrera de Mecánica Aeronáutica.

1.4 Objetivos

1.4.1 Objetivo general

Inspeccionar los Cone Bolts del estabilizador horizontal y vertical del avión Fairchild FH-227, mediante el manual de mantenimiento perteneciente a la Unidad de Gestión de Tecnologías-ESPE.

1.4.2 Objetivos específicos

- Recopilar información técnica aplicable y adecuada que nos permita realizar la tarea de inspección de los Cone bolts de los estabilizadores.
- Efectuar un listado de equipos y herramientas necesarias que serán utilizadas durante el procedimiento de manera óptima de la inspección.
- Realizar la inspección de los pernos de sujeción de los estabilizadores cumpliendo con parámetros descritos la documentación técnica perteneciente a la aeronave.

1.5 Alcance

El presente proyecto pretende dar a conocer a los estudiantes de la carrera de Mecánica Aeronáutica de la Unidad de Gestión de Tecnologías-ESPE, el conocimiento de manera práctica, para la realización de la inspección de los cone bolts del estabilizador horizontal y vertical del avión Fairchild FH-227 y que este avión continúe siendo utilizado como material de adiestramiento, para la mejora del aprendizaje y el desarrollo de los conocimientos teórico-prácticos, que ayudara a los futuros mecánicos aeronáuticos al desenvolvimiento en el campo laboral e incrementar los conocimientos de manera práctica.

CAPÍTULO II

MARCO TEÓRICO

2.1 Historia e información del Avión Fairchild FH-227

La historia del avión Fairchild FH-227 empieza entre la relación de Fokker y Fairchild en el año 1952 ambos fabricantes entre la búsqueda del sustituto de la aeronave DC-3, pero en ese tiempo Fairchild disponía de licencia de fabricación de aviones de entrenamiento Fokker. Pero el 26 de abril de 1956 Fairchild llegó al acuerdo con Fokker para construir bajo la licencia del Fokker F27.

La empresa Fairchild se fusionó en el año de 1964 con el fabricante Hiller, en donde se creó la Fairchild Hiller Corporation momento en el cual empezaron a estudiar un modelo de avión de capacidad mayor, pero utilizando como la base al Fokker F-27.

Es una aeronave utilizada con fines de transporte comercial la aeronave Fairchild FH-227 una de las últimas versiones, y que su construcción es básicamente de metal con el fin de reducir el peso y una mejor estructura para resistir la fatiga a la que se encuentran expuestas las aeronaves.

Tabla 1.

Información técnica de la aeronave.

DETALLE	MEDIDA
Envergadura	29 m (95'2")
Longitud	23.51 m (77'2")
Altura	8,41 m (27'7")
Longitud del estabilizador Horizontal	9.75 m (32')
Longitud del empenaje	4.99 m (13'10")
Diámetro del fuselaje	2.46 m (8'10")
Hélices	3.5 m (11'6")

Tabla 2.
Información de pesos del avión

DETALLE	PESO
Peso máximo de despegue (MTOW)	42 000 lbs
Peso máximo de aterrizaje	40 000 lbs
Máximo peso con combustible cero	26 593 lbs
Peso Operacional Básico	26 593 lbs
Máximo de carga útil	9 707 lbs
Peso al vacío de la aeronave	21 353 lbs
Grupo de alas	4 224 lbs
Grupo de cola	1 013 lbs
Fuselaje	4 267 lbs
Trenes de aterrizaje	2 023 lbs
Grupos de superficie de control	549 lbs
Equipos de Nacelas	965 lbs
Equipos de propulsión	4 704 lbs
Equipos de instrumentos y navegación	169 lbs
Equipos neumáticos	132 lbs
Equipos eléctricos	1 222 lbs
Equipos electrónicos	167 lbs
Equipos y muebles	457 lbs
Antihielo y aire acondicionado	1 443 lbs

2.2 Desarrollo del Avión Fairchild FH-227

El desarrollo de la aeronave se dio luego de la fusión entre los fabricantes Fairchild y Hiller creando así la Fairchild Hiller Corporation, en donde se dio comienzo a los estudios para crear un avión de mayor capacidad que los aviones Fokker F-27 que fueron utilizados como base, y con potenciadores Roll-Royce.

El trabajo del avión consiste en realizar un alargamiento del fuselaje añadiendo una sección que aumenta su longitud en 1.98 m delante de las alas. Esto permite mayor capacidad de carga a

diferencia de las anteriores aeronaves Fokker F-27, con el objetivo de lograr un avión que sea mayormente rentable y fiable para aerolíneas regionales.

La aeronave realizó su primer vuelo inaugural el 27 de enero de 1966 y recibió la certificación de la FAA (Federal Aviation Administration), en mes de junio del mismo año, en donde la compañía siguió con el desarrollo de los aviones brindando la mayor confiabilidad para la fabricación de sus aeronaves.

La empresa fabricó versiones distintas como:

- FH-227
- FH-227B
- FH-227C
- FH-227D
- FH-227E

2.3 Ejes del avión

Los ejes de un avión son líneas imaginarias que pasan por el centro de la aeronave, cada vez que un avión cambia su actitud en vuelo, debe girar alrededor de uno o más de los tres ejes. Los ejes de una aeronave pueden considerarse como ejes imaginarios alrededor de los cuales la aeronave gira como una rueda.

En el centro (CG), donde se cruzan los tres ejes, cada uno es perpendicular a los otros dos, el eje que se extiende longitudinalmente a través del fuselaje desde la nariz hasta la cola se llama eje longitudinal. El eje que se extiende en forma transversal, desde la punta del ala hasta la punta del ala, es el eje lateral. El eje que pasa por el centro, de arriba a abajo, se llama eje vertical.

El movimiento sobre el eje longitudinal se asemeja al giro de un barco de lado a lado. De hecho, los nombres utilizados para describir el movimiento sobre los tres ejes de un avión eran originalmente términos náuticos. Se han adaptado a la terminología aeronáutica debido a la similitud de movimiento entre un avión y un barco.

Por lo tanto, el movimiento sobre el eje longitudinal se llama “Roll”; el movimiento a lo largo del eje lateral se llama “Pitch”, y cuando una aeronave se mueve sobre su eje vertical el movimiento se denomina “Yaw”, este es un movimiento horizontal de la nariz del avión.

Roll, pitch y yaw, son los movimientos que hace un avión sobre sus ejes longitudinal, lateral y vertical que están controlados por tres superficies de control. Roll es producido por los alerones, que se encuentran en los bordes posteriores de las alas. Pitch se ve afectada por los elevadores, la parte trasera del conjunto de cola horizontal. Yaw está controlada por el timón, la parte trasera del conjunto de cola vertical.

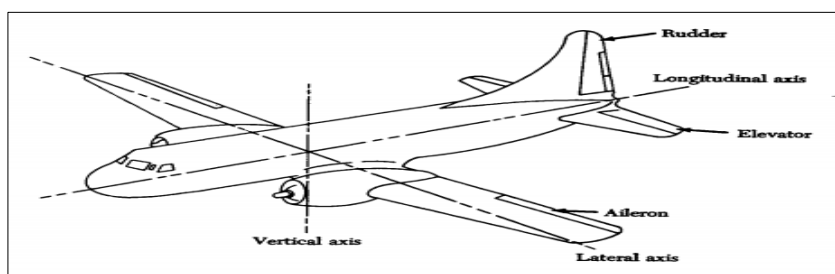


Figura 1. Ejes del avión.

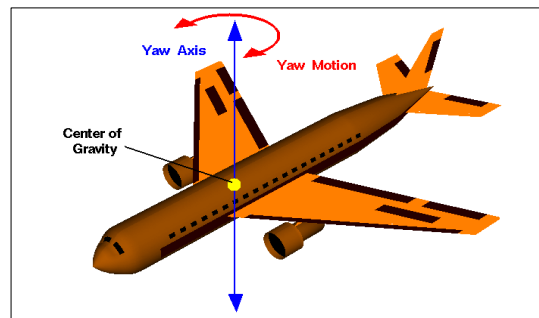
Fuente: (U.S department of transportation federal aviation administration)

Tabla 3.*Movimientos en los ejes del avión.*

	SUPERFICIE DE CONTROL	MOVIMIENTO	EJE
PITCH	Elevadores	Nariz arriba / abajo	Lateral
ROLL	Alerón	Ala arriba / abajo	Longitudinal
YAW	Rudder	Nariz izquierda / derecha	Vertical

2.3.1 Eje vertical

El eje vertical es aquel que se extiende desde la parte inferior hasta la parte superior a través del centro del avión mismo que girar se produce el movimiento de “yaw” al momento de funcionar el rudder.

**Figura 2.** Eje vertical

Fuente: (ADMINISTRATION, s.f.)

2.3.2 Eje longitudinal

En una aeronave el eje longitudinal es la línea imaginaria que empieza desde el morro hasta terminar en la cola de avión y el movimiento que se produce por medio de los alerones en este eje es nombrado como “alabeo”.

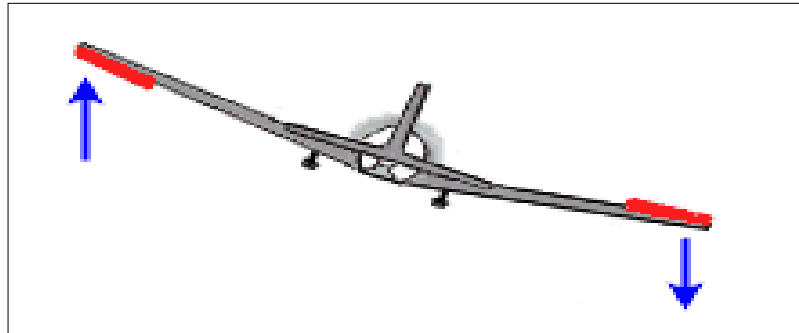


Figura 3. Eje longitudinal.

Fuente: (Fulgencio, SOCIEDAD AERONÁUTICA ESPAÑOLA, 2018)

2.3.3 Eje trasversal o lateral

El eje trasversal es aquella línea imaginaria que se extienden de punta de ala a punta de ala de la aeronave, el movimiento que se produce en este eje es nombrado como “cabeceo”, por medio del control de vuelo denominado alerones.

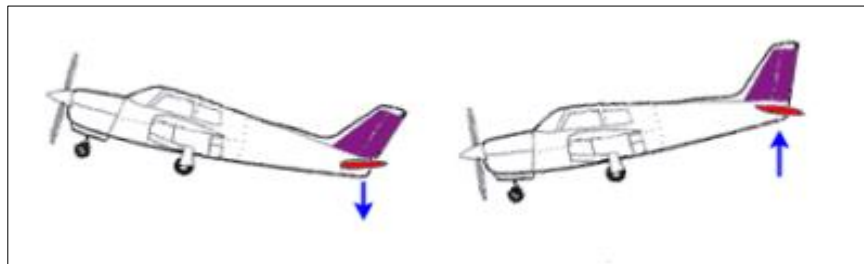


Figura 4. Eje trasversal.

Fuente: (Fulgencio, SOCIEDAD AERONÁUTICA ESPAÑOLA, 2018)

2.4 Superficies de control

Las superficies de control son partes articuladas o que se pueden movilizar para mantener el curso y dar dirección a la aeronave, dichas superficies son comandadas desde la parte de la cabina hacia las unidades móviles entre estas tenemos divididas en dos grupos que son las superficies de control primarios y secundarios.

Cada movimiento del avión es provocado y controlado por una superficie específica. Otras superficies están destinadas a mejorar el rendimiento en determinadas circunstancias. Las superficies de control están distribuidas en dos zonas del avión, las alas y la cola de la nave. Sobre las alas se sitúan dispositivos encargados de mejorar el rendimiento bajo determinadas circunstancias. Mientras que en la cola se sitúan dos superficies horizontales, llamadas en su conjunto como estabilizador horizontal o plano horizontal de cola y una vertical llamado deriva o estabilizador vertical, a este grupo en su conjunto se lo denomina empenaje de cola. (Redacción, 2010)

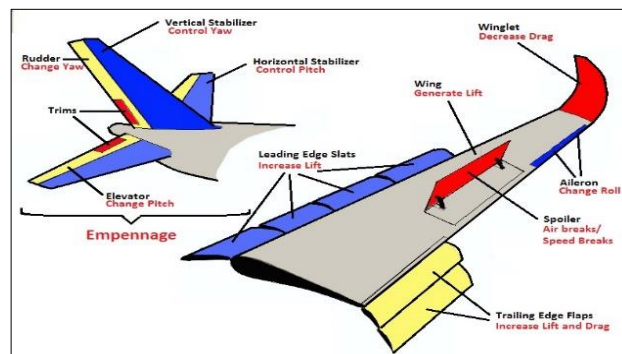


Figura 5. Superficies de control del avión.

Fuente: (Justamechanic, 27)

2.4.1 Componentes de las superficies de control.

Los componentes de las aeronaves para permitir el movimiento de las superficies de control de vuelo dependen del tipo de aeronave si es ligera, de alto rendimiento o aeronaves pesadas. Los sistemas de control son por cables, poleas, tubos push-pull, hidráulicos, eléctricos o combinación de estos.

2.4.2 Componentes del sistema de control.

a. Poleas

Siempre que el cable cambia de dirección a lo largo de su ruta en el avión es necesario instalar una polea cuya garganta se ajusta al cable. Las poleas para cables de mando se fabrican en materiales plásticos y metálicos. Las poleas están previstas normalmente de guarda cables de manera que impiden la posible salida del cable de la garganta de la polea cuando está flojo. (Oñate, pág. 736)

Las poleas son componentes que se utilizan para el rutaje del cable hacia el sistema de control, son más utilizadas para cambiar la dirección del cable y posee una garganta que va en relación al grosor del cable para evitar que se desborde de la polea.

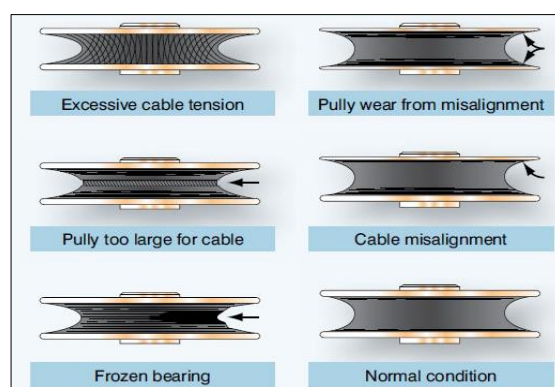


Figura 6. Ilustración de polea.

Fuente: (Mechanic, s.f.)

b. Cables

El cable para mandos de vuelo transmite la acción de control de este volante de mando a la superficie de control, o a los mecanismos intermedios encargados de su movimiento.

Los cables se fabrican en dos tipos de material: acero al carbón y acero inoxidable resistentes a la corrosión.

Los cables están hechos de cordones de cables trenzados. Esta forma de construcción da origen a los distintos tipos de cables existentes, que se clasifican, en primer lugar, por el número de cordones que tiene el cable y, después, por el número de alambres que tiene cada cordón. En aviación no se emplea cables para mandos de vuelo de diámetro inferior a 3 mm.

En los extremos de los cables se instalan terminales especiales en forma de horquillas. Los terminales constituyen los elementos de unión del cable completo con otros subconjuntos de sistema de mandos. (Oñate, pág. 734)

b.1 Tensores de cables

Es uno de los elementos de sistema de control por cable que sirven para dar la tensión al sistema más conocidos en inglés como turnbuckle.

Un conjunto de tensores es un dispositivo de tornillo mecánico que consta de dos terminales roscados y un barril roscado. Los tensores están instalados en el conjunto del cable para realizar pequeños ajustes en la longitud del cable y para ajustar la tensión del cable. Uno de los terminales tiene hilos a la derecha y el otro tiene hilos de la izquierda. El barril tiene roscas internas a la derecha y a la izquierda a juego.

El final del barril con los hilos de la izquierda generalmente se puede identificar por una ranura o moleteado alrededor de ese extremo del barril. Al instalar un tensor en un sistema de control, es necesario atornillar ambos terminales en la misma cantidad de vueltas en el barril. También es

esencial que todos los terminales de tensores se atornillen en el barril hasta que no queden más de tres hilos expuestos a cada lado del barril de tensores.

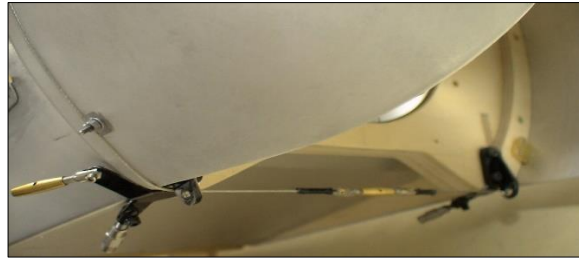


Figura 7. Tensores de cables.

Fuente: (Engflyer, 2011)

b.2 Medida de cables

Los cables son el enlace más utilizado en los sistemas primarios de control de vuelo. La articulación de tipo cable también se utiliza en controles de motor, sistemas de extensión de emergencia para el tren de aterrizaje y otros sistemas en todo el avión. La unión tipo cable tiene varias ventajas sobre los otros tipos, es fuerte, liviano y su flexibilidad facilita el enrutamiento a través del avión.

El cable de un avión tiene una alta eficiencia mecánica y se puede configurar sin juego, lo cual es muy importante para un control preciso. Las uniones de cable también tienen algunas desventajas. La tensión debe ajustarse con frecuencia debido al estiramiento y los cambios de temperatura, los cables de control de aeronaves están fabricados de acero al carbono o acero inoxidable.

Las designaciones de los cables se basan en el número de hilos y la cantidad de alambres en cada hilo. Los cables de avión más comunes son los 7×7 y 7×19 , el cable 7×7 consta de siete hebras de siete hebras cada uno. Seis de las hebras se colocan alrededor de la hebra central, este es

un cable de flexibilidad media y se utiliza para controles Trim Tab (pestaña de ajuste), controles de motor y controles de indicador.

En cambio, el cable 7×19 está formado por siete hebras de 19 alambres cada uno. Seis de estas hebras se colocan alrededor de la hebra central. Este cable es extra flexible y se usa en sistemas de control primario y en otros lugares donde es frecuente la operación sobre poleas.



Figura 8. Medidas de cables.

Fuente: (U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration, 2018, págs. 7-74)

c. Tubos push-pull

Los tubos push-pull se usan como uniones en varios tipos de sistemas operados mecánicamente. Este tipo de enlace elimina el problema de la tensión variable y permite la transferencia de tensión de compresión o tensión a través de un solo tubo.

Un conjunto de tubo push-pull consiste en una aleación de aluminio hueca o un tubo de acero con un ajuste final ajustable y un control tuerca en cada extremo. Las tuercas de retención aseguran los accesorios finales después de que el ensamblaje del tubo se haya ajustado a su longitud correcta.

Los tubos de empujar y tirar se hacen generalmente en longitudes cortas para evitar vibraciones y flexiones bajo cargas de compresión. (U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration, 2018, págs. 7-76)

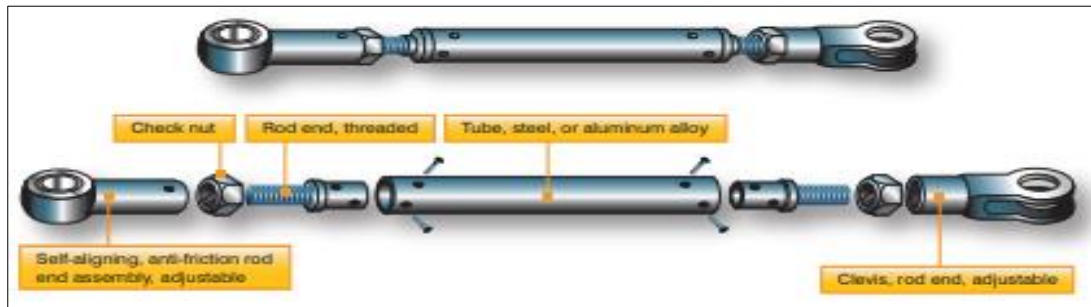


Figura 9. Tubos push-pull.

Fuente: (U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration, 2018, págs. 7-76)

d. Sistema hidráulico

Sistema que emplea la presión hidráulica como medio de accionamiento de las superficies de control.

Como sabemos, el desplazamiento de las superficies de control por medios hidráulicos se realiza en un sistema presurizado con fluido especial (fluido hidráulico) y con la ayuda de los conjuntos siguientes:

- Órgano de control para producir la señal de entrada en petición de la actuación del sistema.
- Válvula de control de flujo hidráulico, determina la dirección que sigue el fluido a presión en el sistema.
- Unidad de control de potencia cuyo elemento más representativo es el martinete hidráulico que impulsa la superficie de control.

La presión hidráulica nominal de los sistemas hidráulicos en aviones comerciales es el orden de 204kg/cm², equivalente a 3000psi (libras por pulgada cuadrada).

El sistema completo consta de tres sistemas hidráulicos independientes, denominados sistemas Verde, Azul, Amarillo. Existen cuatro bombas de presión hidráulica que están impulsadas por los motores del avión.

El sistema Verde, es el sistema principal, se presuriza en condiciones normales de funcionamiento con fluido hidráulico procedente de las bombas de los motores n°1 y n°2. Además, cada sistema hidráulico dispone de bomba eléctrica de respaldo. También está disponible una bomba manual para presurizar el sistema Amarillo en caso de fallo de la bomba eléctrica. (Oñate, págs. 736-737)

El sistema hidráulico posee una unidad de control de potencia del sistema hidráulico de mandos de vuelo el conjunto de mecanismos que ejecutan los movimientos de las superficies de control. La Unidad de control de potencia se denomina PCU en los manuales del avión.

La PCU está constituida por martinets hidráulicos, válvulas de control y dispositivos mecánicos o eléctricos de conexión con el volante de mando. (Oñate, pág. 738)

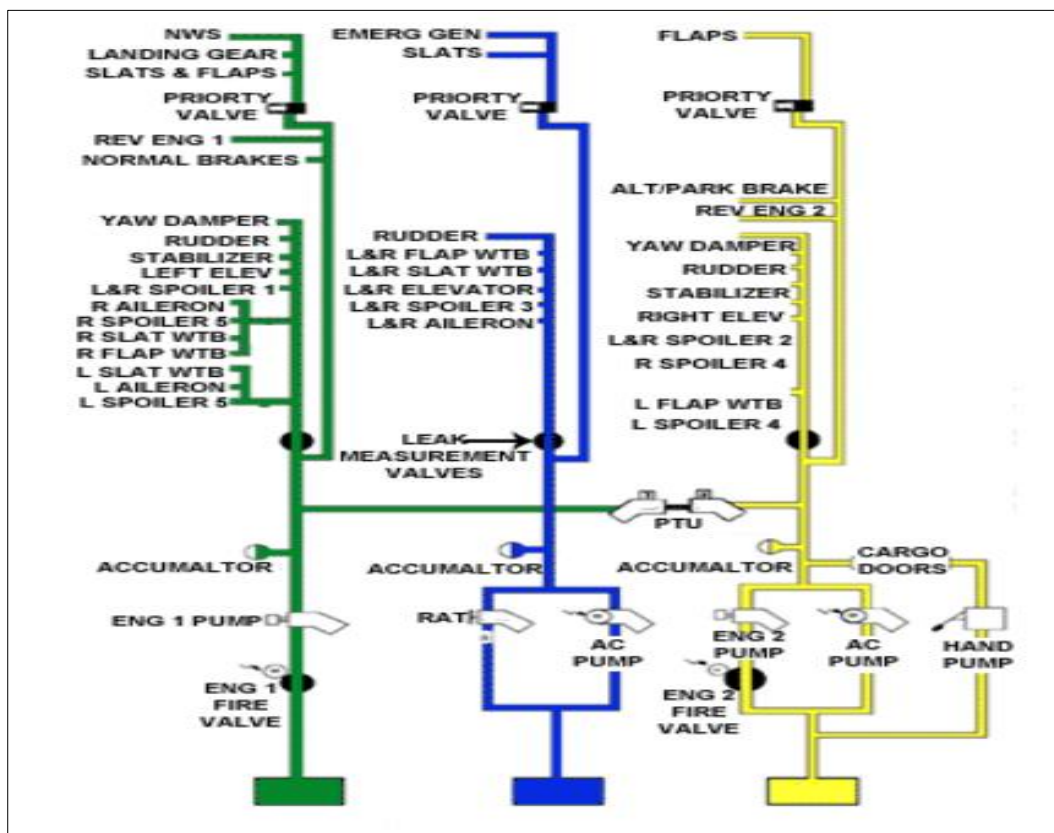


Figura 10. Sistemas hidráulicos.

Fuente: (Revuelta, 2018, pág. 41)

e. Sistema eléctrico

En aviación general, e incluso en algunos aviones comerciales, las pequeñas superficies de mando de vuelo, como flaps, tabs de compensación o auxiliares de control, se desplazan con motores eléctricos. Son los llamados mandos de vuelo de accionamiento eléctrico, o mejor de accionamiento electromecánico.

Se puede decir que hoy día es un sistema en desuso como medio principal de accionamiento de pequeñas superficies de control, en lo que se refiere a su aplicación a la aviación comercial. No

obstante, suele estar presente como unidad de respaldo para casos de avería del sistema principal hidráulico. (Oñate, pág. 742)

El sistema de control eléctrico tiene un modo de actuación eléctrico que es simple y consta de cuatro elementos fundamentales:

- Interruptor de mando de cabina.
- Motor eléctrico de impulsión.
- Caja de engranajes o eje roscado (husillo de potencia) que transforma el movimiento de rotación del motor eléctrico en movimientos longitudinales de las barras de mando conectadas a las superficies aerodinámicas.
- Barras de mando de accionamiento de las superficies de control. (Oñate, pág. 743)

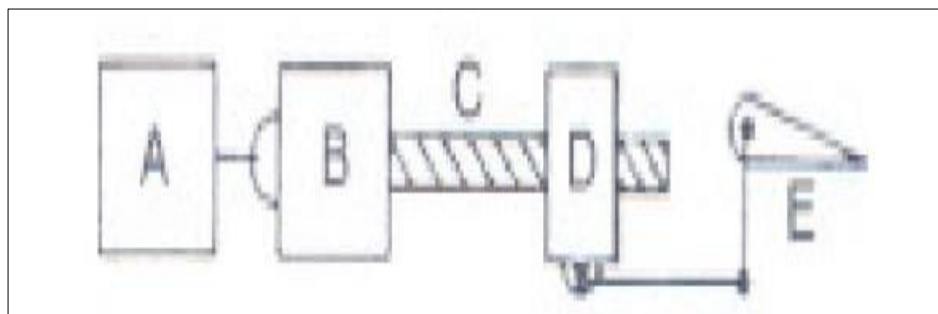


Figura 11. Ilustración de sistema eléctrico de controladores de vuelo.

Fuente: (Oñate, pág. 744)

2.4.3 Superficies primarias.

Las superficies de control son las partes móviles que sirven para modificar la aerodinámica del avión permitiendo así el desplazamiento de del mismo en cualquiera de sus ejes para obtener la

trayectoria o dirección del vuelo deseado. Las superficies móviles de las superficies primarias son: Alerones, timón de dirección y timón de profundidad.

En el sistema básico el piloto está unido a las superficies de control de vuelo de forma directa. Para ello cuenta con dos elementos de actuación principal, el volante de mando (o palanca de mando) y los pedales del timón de dirección.

El movimiento hacia adelante hacia adelante y hacia atrás del volante de mando desplaza el timón de profundidad, forzando el giro de la superficie alrededor de su eje. (Oñate, pág. 694)

Las superficies primarias de las aeronaves todas son similares en la construcción con diferencias en sus maneras de sujeción, formas y tamaños. En los aviones la materia utilizada para realizar las estructuras o recubrimientos son utilizados las aleaciones de aluminio, debido a su gran durabilidad y que reduce el peso en los componentes del avión.

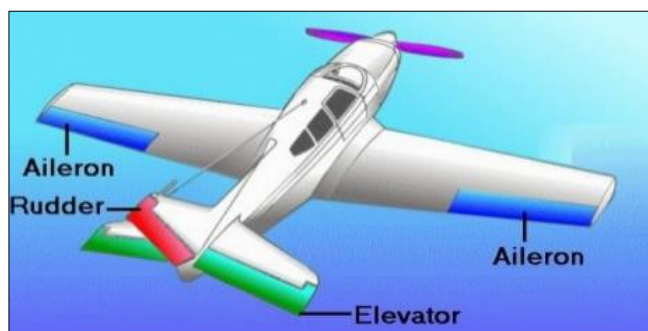


Figura 12. Superficies primarias de control.
Fuente: (Osario, 2013)

a. Alerones

Los alerones son las superficies móviles que están ubicadas a los extremos del borde de salida de cada una de las alas, los alerones son las superficies que mueven al aeroplano en su eje

longitudinal, los alerones son controlados desde la cabina de control por medio del piloto con el movimiento de lado a lado de la palanca o con la rotación del yugo de control.

El movimiento de los alerones son de forma asimétrica (significa que un alerón toma la posición arriba y el otro alerón abajo), cuando el alerón se desvía en una ala hacia arriba en el al otro lado del ala el alerón se desvía hacia abajo, al momento que el alerón adopta la desviación hacia arriba el ala donde se encuentra el alerón pierde sustentación y al contrario del otro alerón que se desvía hacia abajo es que aumenta la sustentación permitiendo a la aeronave realizar un viraje para modificar la trayectoria de vuelo.

Los aeroplanos transmiten el movimiento desde cabina a la superficie diferentes maneras todo dependiendo del tipo de avión, si la aeronave es ligera o simples no poseen sistemas de control eléctrico o hidráulico, los mencionados sistemas se pueden hallar implementados en aeronaves de gran capacidad y de alto rendimiento indistintamente del tipo del avión se puede emplear sistemas por cables, poleas, eléctricos, tubos push-pull, hidráulicos o una combinación de todos los descritos.

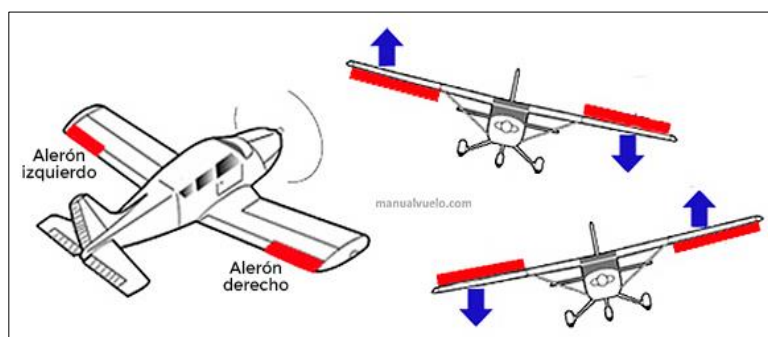


Figura 13. Alerones.

Fuente: (Navarro, s.f.)

b. Timón de profundidad o elevadores

El elevador es la superficie principal de control de vuelo que mueve la aeronave alrededor del eje horizontal o lateral. Esto hace que la nariz del avión se incline hacia arriba o hacia abajo. El elevador está articulado al borde de salida del estabilizador horizontal y típicamente abarca la mayor parte o la totalidad de su ancho. Se controla en la cabina empujando o tirando de la palanca de control o el yugo hacia adelante o hacia atrás.

Las aeronaves ligeras utilizan un sistema de cables de control y poleas o tubos de empujar y tirar para transferir las entradas de la cabina al movimiento del elevador. Las aeronaves grandes y de alto rendimiento suelen emplear sistemas más complejos. La energía hidráulica se usa comúnmente para mover el elevador en grandes aviones. En las aeronaves equipadas con controles de vuelo por cable, se utiliza una combinación de energía eléctrica e hidráulica.

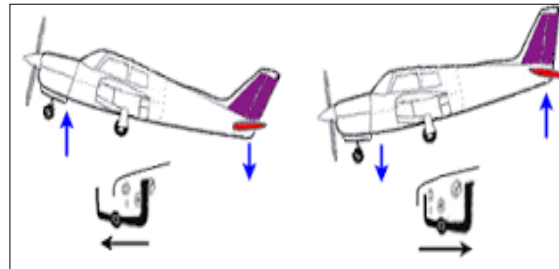


Figura 14. Elevadores.

Fuente: (Aeromodelismo en Huasco, 2018)

c. Timón de dirección o Rudder

El timón es la superficie de control principal que hace que una aeronave se desplace o se mueva alrededor del eje vertical. Esto proporciona control direccional y, por lo tanto, apunta la nariz del

avión en la dirección deseada. La mayoría de las aeronaves tienen un solo timón articulado al borde posterior del estabilizador vertical.

Está controlado por un par de pedales de timón accionados por el pie en la cabina, cuando se presiona el pedal derecho hacia adelante, desvía el timón hacia la derecha, lo que mueve la nariz del avión hacia la derecha. El pedal izquierdo está aparejado para moverse simultáneamente hacia popa. Cuando se presiona el pedal izquierdo hacia adelante, la nariz del avión se mueve hacia la izquierda.

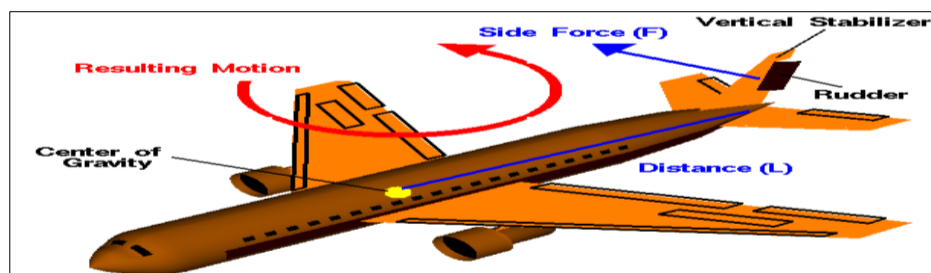


Figura 15. Timón de dirección.

Fuente: (NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION, 2018)

d. Compensadores o Trims

Se incluyen en los controles de ajuste de los trim tabs, el servo tabs, balance tabs y en los spring tabs. Los trim tabs son pequeñas superficies de aire empotradas en los bordes posteriores de las superficies de control primarias.

Los trim tabs pueden usarse para corregir cualquier tendencia de la aeronave a moverse hacia una actitud de vuelo indeseable. Su propósito es permitir al piloto recortar cualquier condición desequilibrada que pueda existir durante el vuelo, sin ejercer ninguna presión sobre los controles primarios.

Los servos tabs, a veces denominadas flight tabs, se usan principalmente en las grandes superficies de control principales. Ayudan a mover la superficie de control principal y a mantenerla en la posición deseada. Solo el servo tab se mueve en respuesta al movimiento del piloto de los controles de vuelo principales. El balance tabs están diseñadas para moverse en la dirección opuesta al control de vuelo primario. Por lo tanto, las fuerzas aerodinámicas que actúan sobre el tab y ayudan a mover la superficie de control primaria. Los spring tabs son similares en apariencia a los trim tabs, pero tienen un propósito completamente diferente. Los spring tabs se usan para el mismo propósito que los actuadores hidráulicos: para ayudar al piloto a mover la superficie de control primaria.

2.4.4 Superficies secundarias

a. Flaps

Se encuentran en la mayoría de los aviones. Por lo general, están en el interior de los bordes posteriores de las alas adyacentes al fuselaje. Los flaps de borde de ataque también son comunes. Se extienden hacia adelante y hacia abajo desde el borde de ataque del ala interior. Los flaps se bajan para aumentar la inclinación de las alas y proporcionar una mayor elevación y control a bajas velocidades. Permiten aterrizar a velocidades más lentas y acortan la cantidad de pista requerida para el despegue y el aterrizaje.

La cantidad que se extienden los flaps y el ángulo que forman con el ala se pueden seleccionar desde la cabina. Típicamente, los flaps pueden extenderse a 45–50 °. Los flaps generalmente están construidas con materiales y con técnicas utilizadas en las otras superficies de sustentación y superficies de control de un avión en particular. La piel de aluminio y la estructura del flap son la

norma en los aviones ligeros. Los flaps de aviones pesados y de alto rendimiento también pueden ser de aluminio, pero el uso de estructuras compuestas también es común. (U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration, 2018, págs. 1-28)

b. Tipos de Flaps

- **Flap Simple.** “Flap plano de amplio empleo en la aviación general.” (Oñate, pág. 723)

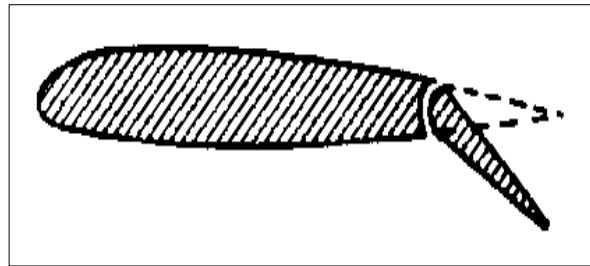


Figura 16. Flap simple.

Fuente: (L. Scott Brooksby, s.f.)

- **Flap de intradós.** Similar al flap simple, solo que se mueve inferior del flap ayudando de esta manera a la resistencia aerodinámica y produce menor cabeceo.

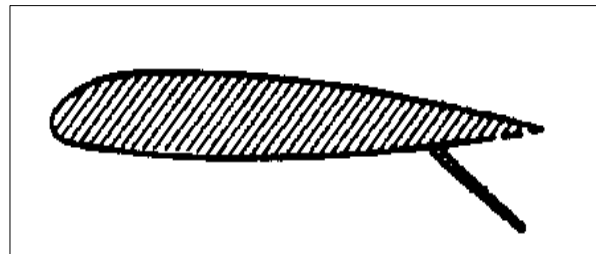


Figura 17. Flaps de intradós.

Fuente: (L. Scott Brooksby, s.f.)

- **Flap Flower.** Estas no solo bajan el borde posterior del ala cuando se despliegan, sino que también se deslizan hacia atrás, aumentando efectivamente el área del ala.

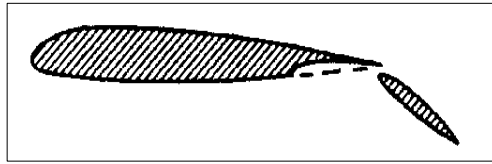


Figura 18. Flap flower.

Fuente: (L. Scott Brooksby, s.f.)

c. Slats

Los slats pueden ser de dos tipos: fijos, automáticos y controlables.

Los slats fijos son aletas auxiliares que se sitúan a ciertas distancias del borde de ataque. El slat fijo esta siempre en una posición extendida. Por consiguiente, la velocidad de crucero enseña una resistencia al avance fenomenal. Es un tipo de slat poco frecuente.

Los slats automáticos se extienden delante del borde de ataque cuando la succión (disminución de la presión estatica) en el borde del ala consigue un valor determinado. Puesto que la succión en el borde de ataque depende precisamente del ángulo de ataque del ala, los slats automáticos están calculados para que se extiendan cuando el coeficiente de sustentación se acerca al valor critico de perdida.

Los slats controlables permiten la extensión manual de los slats, habitualmente por medio de un usillo que despliega las aletas.

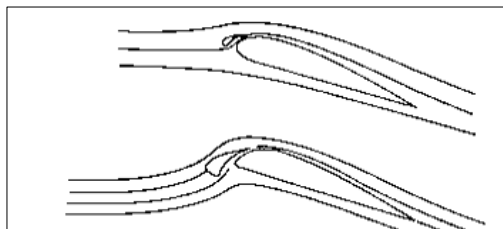


Figura 19. Slats.

Fuente: (AENA, 2001)

2.5.1 Estabilizador horizontal

El estabilizador horizontal contribuye en gran medida a la estabilidad longitudinal del avión. Generalmente se trata de una superficie aerodinámica simétrica, ya que debe tener posibilidad de generar cargas verticales (...). Algunos aviones van provistos de colas en “T”. Son exactamente iguales que una cola convencional, excepto que el estabilizador horizontal está unido a la parte superior del vertical en lugar de estar unido a la parte lateral del fuselaje. Es un recurso para evitar el efecto del chorro de aire de la hélice y las sacudidas que el aire turbulento produce detrás de la onda de choque en la cola convencional. (Descripción de las partes fundamentales del avión, s.f., pág. 32)

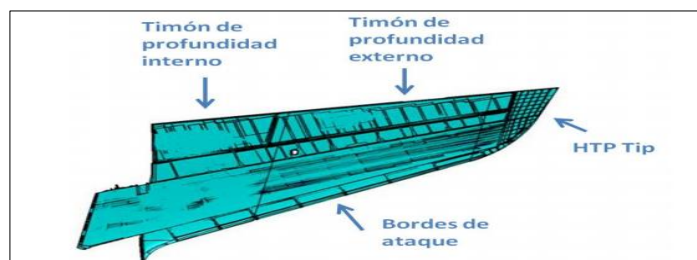


Figura 21. Estabilizador horizontal.

Fuente: (Descripción de las partes fundamentales del avión, s.f.)

2.5.2 Estabilizador vertical

El estabilizador vertical contribuye en gran medida a la estabilidad direccional del avión. Generalmente se trata de una superficie aerodinámica simétrica, ya que debe tener posibilidad de generar cargas horizontales (...) Con objeto de mejorar la estabilidad direccional sin tener que aumentar el tamaño del estabilizador vertical se suele añadir una aleta dorsal que no aumenta tanto la resistencia parásita como lo haría el hecho de agrandar el estabilizador. (Descripción de las partes fundamentales del avión, s.f., pág. 32)

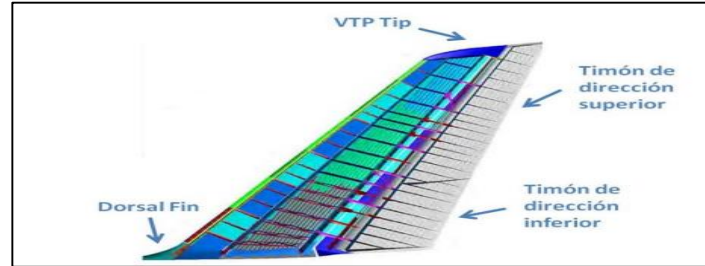


Figura 22. Estabilizador vertical.

Fuente: (Descripción de las partes fundamentales del avión, s.f.)

2.5.3 Tipos de estabilizadores

La forma de catalogar los tipos de colas es tener en cuenta a la disposición de sus estabilizadores en el espacio, esto es al tipo de construcción.

La manera de pensar y ubicar el empenaje atiende a razonamientos aerodinámicos, a la estructura principal del avión, la capacidad, potencia del avión y por último el peso.

a. Colas convencionales

a.1 Cola clásica

Esta es la más extensiva, su uso es aproximadamente del 75% en las construcciones aeronáuticas. Suele ser una de los recursos más óptimos desde la perspectiva de la estabilidad, control y peso estructural. La mayoría de los aviones de la familia Boeing y Airbus utilizan este tipo de cola.

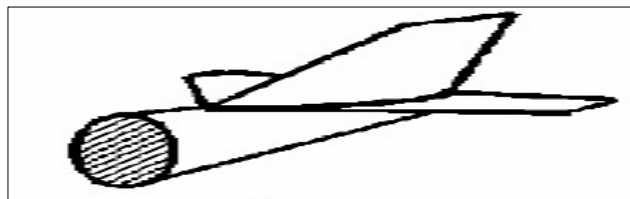


Figura 23. Estabilizador convencional o clásica.

Fuente: (DOKUMEN, 2018)

a.2 Cola alta

También llamada cola en “T” es la segunda más utilizada en la aviación y se identifica por tener empleado el estabilizador horizontal en la parte superior de la deriva. Esta construcción permite comprimir el tamaño de la deriva o instalar un tercer motor en la misma.

Se usa estas colas en aviones que tienen acoplados los motores atrás, como los Embraer, Bombardier, etc.

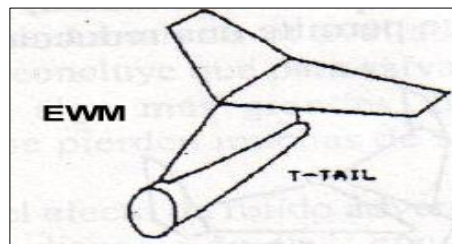


Figura 24. Cola tipo T.

Fuente: (Mundo Aeronautico, s.f.)

a.3 Cola cruciforme

Se trata de una mezcla entre la clásica y ala alta para fructificar así las ventajas de ambas. El estabilizador horizontal no tan alto como en la cola alta ni tan bajo como en la cola baja.

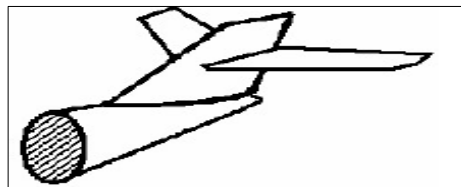


Figura 25. Cola cruciforme.

Fuente: (Mundo Aeronautico, s.f.)

b. Colas especiales

Se llaman así por su diseño, encaminado a aviones o a objetivos precisos. Su uso es muy reducido.

Dentro de la cantidad de diseños destacan los siguientes:

b.1 Cola en V

Desarrollada por dos superficies inclinadas en forma de V. Su mayor ventaja es la disminución de fricción frente a distintas colas, es decir menos resistencia igual a más velocidad.

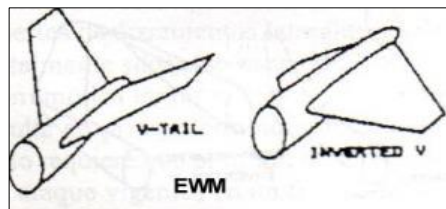


Figura 26. Cola en V.

Fuente: (Mundo Aeronautico, s.f.)

b.2 Cola en H

La cola H se utiliza para ubicar los empenajes verticales en regiones de flujo no perturbado durante operaciones de vuelo a grandes ángulos de ataque como en el T-46. Hay casos en que precisamente se desea aumentar los efectos de control de tipo ala soplada colocando los empenajes en la estela de las hélices de un bimotor. Si bien la cola H resulta más pesada que una convencional, posee efectos de placa de punta de ala en el estabilizador que permite una reducción de tamaño (y peso). En ciertos aviones militares como el A-10 el empleo de la cola H cumple finalidades nada aerodinámicas como ocultar los escapes calientes de las turbinas a proyectiles antiaéreos con sensores infrarrojos. (Mundo Aeronautico, s.f.)

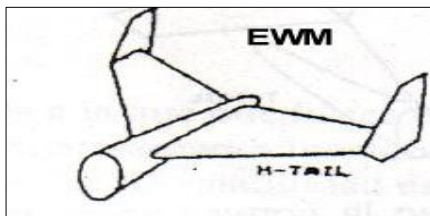


Figura 27. Cola tipo H.
Fuente: (Mundo Aeronautico, s.f.)

b.3 Cola en Y

La cola Y es paralela a la cola V. La parte del empenaje evita los problemas de las colas V. Esta disposición introduce mayor resistencia de interferencia que una cola convencional. El F-4 utiliza una cola Y para elevar el empenaje cuasi horizontal por encima del estema del ala a grandes ángulos de ataque. (Mundo Aeronautico, s.f.)

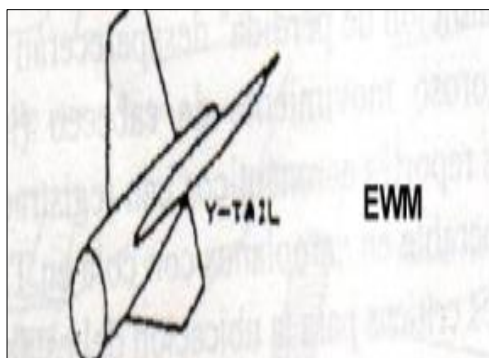


Figura 28. Cola en Y.
Fuente: (Mundo Aeronautico, s.f.)

b.4 Cola doble

Las colas dobles al quitar las colas del eje central del aeroplano contrarrestan indeseables efectos de estela del ala y fuselaje a grandes ángulos de ataque. A menudo son utilizadas para reducir la altura de un empenaje convencional. Las colas dobles a pesar de ser más pesadas que las colas

convencionales resultan más eficientes que estas. Muchos grandes aviones de caza modernos como el F-14, F-15, F-18. (Mundo Aeronautico, s.f.)

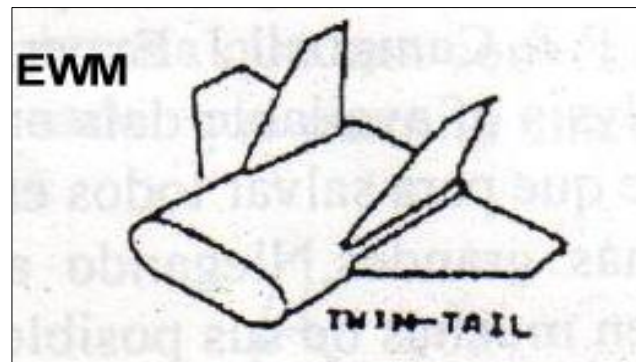


Figura 29. Doble cola.

Fuente: (Mundo Aeronautico, s.f.)

2.6 Materiales de composición estructural de una aeronave

a. La madera

Fue uno de los originarios materiales en utilizarse, facilitaban una resistencia apropiada con un peso muy bajo.

La madera en muchos semblantes se coteja como un material compuesto, por cómo está compuesta por capas, con principales propiedades en la dirección longitudinal de la fibra, tiene valores de modulo elástico y tenacidades muy altas para su densidad.

b. El acero

Es enormemente resistente, pero posee una densidad eminente. Sólo algunos elementos, robustos y compactos, sin grandes complicaciones de pandeo, se producen en acero. Un ejemplo

claro es el del tren de aterrizaje. Reemplazo a la madera en la construcción a partir de la segunda guerra mundial.

El acero tiene buenas cualidades respecto a resistencia, pero su densidad es excesiva y tiene graves problemas de corrosión. No obstante, sustituyó a la madera en la construcción: Ya en la primera Guerra Mundial Junkers empleó chapas de aluminio corrugado para ahorrarse el peso de los rigidizadores y crear el 1er avión enteramente metálico (y monoplaneo) relegando el uso de la madera, y Fokker empleó la estructura del tubo de acero recubierta de tela. (Gizmo, s.f.)

c. El aluminio

Es un metal que congrega una serie de propiedades mecánicas excelentes dentro del grupo de los metales no féreos, de ahí su eminente uso en la industria y en la vida cotidiana. Comenzó a aplicarse durante los años 30 y estable completamente durante la segunda guerra mundial. El aluminio es un metal ligero, posee gran resistencia a la corrosión, con una densidad 2.7 veces mayor que la del agua. (Andalucía, 2014)

El sistema actual de clasificación de las aleaciones de aluminio es el de cuatro dígitos, de acuerdo con la siguiente tabla.

Tabla 4.

Clasificación de las aleaciones de aluminio

1XXX	Aluminio de 99 por cien de pureza o mas
2XXX	Aleación de aluminio de cobre
3XXX	Aleación de aluminio de manganeso

4XXX	Aleación de aluminio de silicio
5XXX	Aleación de aluminio de magnesio
6XXX	Aleación de aluminio de magnesio- silicio
7XXX	Aleación de aluminio de cinc
8XXX	Aleación de aluminio de elementos varios

d. Aleación de Magnesio

El magnesio es el metal de aplicación estructural más ligero que se conoce. Pesa menos que el aluminio, o sea, cuatro veces menos que el acero. Sus características de resistencia mecánica/peso son excelentes. (Oñate, pág. 73)

e. Aleación de Titanio

Son también comunes, aunque mucho menos que las de aluminio. Se utilizan en elementos que tengan que tolerar cargas térmicas elevadas, ya que el aluminio pierde su capacidad resistente a temperaturas mucho menores que el titanio. (García-Cuevas González, s.f., págs. 4-10)

f. Materiales compuestos

Aquellos materiales que se constituyen por la unión de dos materiales para obtener la composición de propiedades que no es viable alcanzar en los materiales originales. Estos

compuestos pueden optar para lograr combinaciones poco habituales de rigidez, resistencia, peso, beneficio a alta temperatura, resistencia a la corrosión, dureza o conductividad.

Los materiales compuestos pueden presentar diversas formas y composiciones, desde un neumático hasta enormes piezas incluidas en el fuselaje de aviones, pasando por otros campos de aplicación más o menos complejo, como la industria automovilística. Su clasificación por ello es muy variada, dependiendo por un lado del tipo de fibra y por otro, del tipo de refuerzo. (Perez, s.f.)

f.1 Fibra de vidrio.

Ya que es el material compuesto más común, la fibra de vidrio, fabricada a partir de fibras de vidrio incrustadas en una matriz de resina. fue utilizada durante en la construcción del Boeing 707. En 2010, los ingenieros aún utilizan fibra de vidrio en la construcción de aviones, tanto como en la construcción de alas de avión. (Aviación, 2013)

f.2 Fibra de carbono

Este compuesto, hecho de átomos de carbono y una matriz de epoxi, tiene un gran valor debido a su peso ligero. La fibra de carbono también proporciona resistencia al calor y por lo tanto es útil para naves espaciales y aviones militares. (Aviación, 2013)

f.3 Fibra de boro

Los materiales compuestos de fibra de boro, durante la década de 1970, fueron utilizados en la construcción de los aviones militares F-14 y F-15. Dado su gran diámetro (entre 100 y 140 micrómetros) la fibra de boro tiene una alta rigidez de flexión que limita su uso en partes más

pequeñas aeronaves más complejas. Esta característica la distingue de fibra de carbono, cuyo diámetro más pequeño aporta una mayor flexibilidad. (Aviación, 2013)

2.7 Inspección de aeronaves

Las exploraciones de mantenimiento de aeronaves son las inspecciones periódicas que conviene ejecutarse a todas las aeronaves comerciales/civiles después de un lapso evidente o después de un uso determinado (las aeronaves militares suelen seguir programas de mantenimiento determinados, los cuales consiguen ser o no equivalentes a los de las aeronaves comerciales/civiles). Las compañías aéreas y otros operadores comerciales de aeronaves impulsadas por turborreactores siguen un programa de inspección continua competente por la EASA (Agencia Europea de Seguridad Aérea) en Europa, y por la FAA (Administración Federal de Aviación) en Estados Unidos.

2.7.1 Inspección por ensayos no destructivos

Los ensayos no destructivos, también conocidos por sus siglas END, son aquellos ensayos que se realizan en una pieza o estructura y que no provocan ningún tipo de alteración o daño permanente en el objeto a ensayar. (SCISA, s.f.)

a. Inspección Visual

La inspección para una aeronave más común y antigua de NDI es la inspección visual, que aproximadamente el 80% de las operaciones de NDI se ejecutan mediante inspección visual directa. Este medio de inspección logra renovar en gran medida, mediante el uso de composiciones adecuadas de materiales de crecimiento, boroscopios, escáner de video. La inspección visual

facilita un medio para revelar e inspeccionar un sinnúmero de discontinuidades en el área de los componentes y materiales, como grietas, corrosión, contaminación, acabado de la superficie, uniones de soldadura, lazos de soldadura.

La inspección visual se usa grandemente para descubrir y reconocer aberturas en la extensión de la aeronave, que son especialmente significativos debido a su correlación con daños estructurales. La inspección visual se emplea con continuidad para aportar en la verificación cuando se hallan desperfectos inicialmente aplicando otros métodos de NDI. El uso de ayudas ópticas para la inspección visual es beneficioso y recomendado, las ayudas ópticas aumentan los defectos que no pueden verse a simple vista y también permiten la inspección visual en áreas inaccesibles.

a.1 Pasos para realizar una inspección visual

La corrosión puede ser un defecto extremadamente crítico. Por lo tanto, el personal de NDI debe estar familiarizado con la aparición de tipos comunes de corrosión y en la detección de corrosión en la estructura de la aeronave y los materiales del motor.

- Paso 1. Inspección Preliminar.

Realice una inspección preliminar del área general en busca de limpieza, presencia de objetos extraños, sujetadores deformados o faltantes, seguridad de piezas, corrosión y daños. Si la configuración o ubicación de la pieza oculta el área a inspeccionar, use ayudas visuales como un espejo o un boroscopio.

- Paso 2. Tratamiento de corrosión.

Trate cualquier corrosión encontrada durante la inspección preliminar después de completar una inspección visual de cualquier parte o área seleccionada. El Eddy current, la radiografía o la inspección ultrasónica pueden determinar la pérdida de metal por corrosión.

Las corrosiones más comunes en los pernos son los siguientes:

- **Corrosión general de la superficie:** la corrosión general de la superficie (también conocida como Grabado uniforme o Corrosión de ataque uniforme) es la forma más común de corrosión y resulta de un ataque químico directo sobre una superficie metálica e involucra solo la superficie metálica. La corrosión general de la superficie generalmente ocurre en un área amplia y es más o menos igual en dispersión. En una superficie pulida, este tipo de corrosión se ve por primera vez como una opacidad general de la superficie y, si se permite que perpetúe, la superficie se vuelve áspera y posiblemente de apariencia esmerilada. La decoloración u opacidad general del metal creado por la exposición a temperaturas eminentes no debe considerarse corrosión general de la superficie.
- **Corrosión galvánica:** la corrosión galvánica ocurre cuando dos metales diferentes hacen contacto en presencia de un electrolito. Generalmente se reconoce por la presencia de una acumulación de corrosión en la unión entre los metales.
- **Corrosión bajo tensión:** implica un estrés constante o cíclico, actuando conjuntamente con un ambiente químico dañino. El estrés puede ser causado por una carga interna o externa.

- **Corrosión de la fatiga:** implica estrés cíclico y un ambiente corrosivo. Los metales pueden resistir el estrés cíclico durante un número infinito de ciclos siempre que el estrés esté por debajo del límite de resistencia del metal.

La falla por corrosión por fatiga ocurre en dos etapas. Durante la primera etapa, la acción combinada de la corrosión y el estrés cíclico daña el metal por picaduras y formaciones de grietas de tal manera que se producirá una fractura por estrés cíclico, incluso si el ambiente corrosivo se elimina por completo.

La segunda etapa es esencialmente una etapa de fatiga en la que la falla se produce por la propagación de la grieta (a menudo de un pozo o fosas de corrosión). Está controlado principalmente por los efectos de concentración de estrés y las propiedades físicas del metal.

- **Corrosión por fricción:** puede ocurrir en la interfaz de dos superficies altamente cargadas que se supone que no deben moverse una contra la otra. Sin embargo, la vibración puede hacer que las superficies se froten, lo que da como resultado un desgaste abrasivo.

- Paso 3. Iluminación.

Proporcione iluminación adecuada para iluminar la parte o área seleccionada.

- Paso 4. Comodidad personal.

La comodidad personal (temperatura, viento, lluvia, etc.) del inspector puede ser un factor en la fiabilidad de la inspección visual.

- Paso 5. Ruido.

Los niveles de ruido mientras se realiza una inspección visual son importantes. El ruido excesivo reduce la concentración, crea tensión y evita la comunicación efectiva. Todos estos factores aumentarán la probabilidad de errores.

- Paso 6. Área de inspección de acceso.

Se ha descubierto que la facilidad de acceso al área de inspección es de gran importancia para obtener resultados confiables de inspección visual. El acceso consiste en el acto de ingresar a una posición de inspección (acceso primario) y realizar la inspección visual (acceso secundario). El acceso deficiente puede afectar la interpretación del inspector de las discontinuidades, la toma de decisiones, la motivación y la actitud.

- Paso 7. Limpieza previa.

Limpie las áreas o la superficie de las partes a inspeccionar. Elimine cualquier contaminante que pueda dificultar el descubrimiento de indicaciones superficiales existentes. No quite el acabado protector de la pieza o área antes de la inspección. La eliminación del acabado puede ser requerida más adelante si se requieren otras técnicas de NDI para verificar cualquier indicación visual de fallas encontradas.

- Paso 8. Inspección.

Inspeccione cuidadosamente el área en busca de discontinuidades, utilizando ayudas ópticas como sea necesario por ejemplo dispositivos de medición adecuados, una linterna y un espejo, mediante el proceso de una inspección visual se pueden encontrar defectos o daños siguientes:

- **Grietas en la superficie:** cuando busque grietas en la superficie con una linterna, dirija el haz de luz en un ángulo de 5 a 45 grados con respecto a la superficie de inspección, hacia la cara. No dirija el haz de luz en un ángulo tal que el haz de luz reflejado brille directamente en los ojos. Mantenga los ojos por encima del haz de luz reflejado durante la inspección. Determine la extensión de las grietas encontradas dirigiendo el haz de luz en ángulo recto a la grieta y trazando su longitud.
- **Otras discontinuidades de superficie:** inspeccione otras discontinuidades en la superficie, tales como: decoloración por sobrecalentamiento; piel abrochada, abultada o abollada; tubos rotos, irritados, partidos o abollados; cableado eléctrico irritado; delaminaciones de compuestos; y acabados protectores dañados.

- Paso 9. Mantenimiento de registros.

Documentar todas las discrepancias por informe escrito, fotografía y / o grabación de video para una evaluación adecuada. El valor total de la inspección visual solo puede realizarse si se mantienen registros de las discrepancias encontradas en las piezas inspeccionadas. El tamaño y la forma de la discontinuidad y su ubicación en la pieza se deben registrar junto con otra información pertinente, como el reproceso realizado o la disposición.

b. Líquidos penetrantes

La inspección por líquidos penetrantes se utiliza en metales no porosos y elementos no metálicos para localizar interrupciones de material que quedan abiertas en la zona y que logran no ser evidentes para la inspección visual normal. El fragmento debe quedar limpio previamente a la ejecución de una inspección penetrante. El plan básico de la inspección penetrante es desarrollar la discrepancia perceptible entre una discontinuidad y su base. Esto se consigue empleando un líquido de profundo poder de penetración que se asocia a la superficie de la hendidura de una discontinuidad. Se excluye la abundancia de penetrante y luego se emplea un material revelador que elimina el líquido del desperfecto maliciado para dejar ver la discontinuidad. La demostración visual del desperfecto sospechado se logra ver ya sea por una diferencia de color en luz blanca perceptible normal o por luminiscencia bajo luz ultravioleta negra.

Tabla 5.

Tipos de líquidos penetrantes

Tipos y formas de penetrantes	Forma de revelador	Clase de eliminador de solvente
(Ti) Tinte fluorescente	a. polvo seco	(C1) Halogenado (clorado)
(Tii) Tinte visible	b. soluble en agua	(C2) No halogenado (clorado)
(Tiii) Tinte visible y fluorescente	c. agua suspendible	(C3) Aplicación específica
	d. no acuoso	
	e. aplicación específica	
Método A	Lavable con agua	
Método B	Post emulsificante lipofílico	
Método C	Solvente removible	
Método D	Post emulsificante, Lipofílico	

- **Método penetrante:** no depende del ferro-magnetismo como la inspección de partículas magnéticas, y la disposición de las discontinuidades no es un factor. El método penetrante es efectivo para detectar defectos superficiales en metales no magnéticos y en una variedad de materiales no metálicos.

La inspección por líquidos penetrantes también se utiliza para inspeccionar artículos hechos de aceros ferromagnéticos y su sensibilidad es generalmente mayor que la de la inspección de partículas magnéticas. La inspección penetrante es superior a la inspección visual pero no tan sensible como otras formas avanzadas de pruebas para la detección de grietas en la superficie en servicio.

- **Limitaciones principales:** las principales limitaciones de la inspección penetrante es que puede detectar solo aquellas discontinuidades que están abiertas a la superficie; Se debe utilizar algún otro método para detectar defectos del subsuelo. La rugosidad o porosidad de la superficie puede limitar el uso de líquidos penetrantes.

Tales superficies pueden producir indicaciones de fondo excesivas e interferir con la inspección, la inspección de líquidos penetrantes se puede utilizar en la mayoría de las piezas y conjuntos de fuselaje accesibles para su aplicación. Los pasos básicos para realizar inspecciones por líquidos penetrantes de detallaran en el siguiente tema.

c. **Equipo para el proceso de inspección de líquidos penetrantes**

El aparato varía desde simples aerosoles usados en técnicas manuales hasta sistemas automatizados vigilados por computadoras. Ya sea que se manipulen penetrantes luminiscentes o evidentes, existen incomparables bases penetrantes utilizables, pero pueden solicitar varios procesos de limpieza. Los penetrantes lavables con agua con frecuencia se logran excluir mediante

un simple procedimiento de lavado con agua, en tanto que los penetrantes fabricados a base de aceite demandar solventes especiales para su supresión.

Varios penetrantes realizados a base de aceite poseen emulsionantes, ya sea agregado al penetrante previamente de su colocación o añadidos posteriormente, que admiten utilizar el lavado con agua. Los reveladores empleados, se consiguen emplear ya sea por un baño seco o húmedo. Por ello, cada método de inspección por penetrante consigue solicitar diferentes instalaciones y procedimientos de limpieza.

d. Pasos básicos para realizar una inspección por líquidos penetrantes

Es trascendental aseverar que las piezas estén limpias y secas totalmente previo a realizar una inspección por líquidos penetrante, todas las áreas que serán inspeccionadas han de estar emancipadas de contaminantes, pintura o recubrimientos que impidan que el penetrante ingrese en las discontinuidades.

- Paso 1. Limpiadores y aplicaciones

Use un limpiador para eliminar contaminantes de las piezas antes de la aplicación de materiales de inspección penetrantes. Una vez completada la inspección, se eliminan los residuos de material de inspección penetrante, los siguientes limpiadores se usan comúnmente durante el proceso de inspección por líquidos penetrantes.

- **Detergentes:** los detergentes son productos químicos a base de agua llamados tensioactivos, que rodean y se adhieren a partículas de contaminantes que les permiten ser arrastrados.

- **Disolventes:** los disolventes disuelven contaminantes como aceites, grasas, ceras, selladores, pinturas y materia orgánica en general para que puedan limpiarse o absorberse fácilmente en un paño. También se utilizan para eliminar el material penetrante del Método C antes de la aplicación del desarrollador.
- **Alcalinos:** los limpiadores alcalinos son soluciones de agua de productos químicos que eliminan contaminantes por acción química o desplazamiento en lugar de disolver el contaminante.
- **Removedores de pintura:** los tipos generales de removedores utilizados para recubrimientos de pintura convencionales son solventes, liberación de adherencia y desintegración.
- **Baños de sal:** los baños de sales fundidas se utilizan para eliminar incrustaciones y óxido pesados y fuertemente retenidos de aceros de baja aleación, aleaciones de níquel y base de cobalto, y algunos tipos de acero inoxidable. No se pueden usar en aleaciones de aluminio, magnesio o titanio.
- **Ácidos:** las soluciones de ácidos o sus sales se utilizan para eliminar el óxido, las incrustaciones, los productos de corrosión y la contaminación del taller seco. El tipo de ácido utilizado y su concentración dependen del material de la pieza y los contaminantes que se eliminarán.
- **Grabado de productos químicos:** los productos químicos de grabado contienen una mezcla de ácidos o alcalinos más inhibidores. Se utilizan para eliminar una capa delgada de material superficial, generalmente causada por un proceso mecánico, que puede sellar o reducir la apertura de cualquier discontinuidad. El tipo de solución de grabado utilizada depende del material de la pieza y la condición.

- Paso 2. Aplicación de penetrante.

Aplice el penetrante rociando, cepillando o sumergiendo completamente la pieza en un recipiente con penetrante. Espere la cantidad de tiempo recomendada después de que se haya aplicado el penetrante para permitirle entrar en cualquier discontinuidad.

- Paso 3. Eliminación del exceso de penetrante.

El exceso de líquido penetrante debe eliminarse de la superficie de la pieza para evitar una pérdida de contraste entre las indicaciones de discontinuidades y el fondo durante la inspección. La extracción puede requerir lavar o rociar la pieza con un líquido limpiador, o simplemente puede requerir limpiar la pieza con un paño humedecido con solvente. El método de eliminación está determinado por el tipo de penetrante utilizado.

- Paso 4. Secado del penetrante.

Si la eliminación del exceso de penetrante implica agua u otros líquidos de limpieza, puede ser necesario secar la pieza antes de la aplicación del revelador. Cuando se requiere secado, el tiempo puede reducirse utilizando hornos o sistemas de ventilación.

- Paso 5. Aplicación del revelador.

Aplicar el revelador después de eliminar el exceso de penetrante y, cuando sea necesario, seque la superficie. Aplique el revelador en una capa delgada y uniforme sobre la superficie a inspeccionar. El revelador actúa como un secante para ayudar al sangrado de la acción capilar natural del penetrante de las discontinuidades y para esparcir el penetrante en los bordes de la

superficie de la discontinuidad para mejorar las indicaciones de discontinuidades. Después de aplicar el revelador, permita suficiente tiempo para que el penetrante sea extraído de cualquier discontinuidad.

- Paso 6. Inspección de discontinuidades.

Después de que el penetrante se haya desarrollado lo suficiente, inspeccione visualmente la superficie en busca de indicios de discontinuidades. Evalúe cada indicación observada para determinar si está dentro de los límites aceptables. La inspección penetrante visible se realiza en luz blanca visible normal, mientras que la inspección penetrante fluorescente se realiza en luz negra (ultravioleta).

- Paso 7. Post-limpieza.

Elimine los residuos del material de inspección de las piezas después de completar de inspección penetrante. Este residuo podría interferir con el procesamiento posterior de piezas, o si se deja en algunas aleaciones, podría aumentar su susceptibilidad a la fragilidad por hidrógeno, la corrosión intergranular y la corrosión bajo tensión durante el servicio.

d.1 Estándares técnicos para ensayos no destructivos

Dos de los estándares de la industria aeroespacial más generalmente aceptados son MIL-I-25135E, Materiales de inspección y ASTM-E-1417. La especificación de materiales penetrantes (MIL-I-25135E) se utiliza para obtener materiales penetrantes y la especificación de control de proceso (MIL-STD-6866) se utiliza para establecer los requisitos mínimos para realizar una inspección de líquidos penetrantes.

e. Partículas Magnéticas

Eddy Current Array (ECA) es una tecnología de prueba no destructiva que proporciona la capacidad de accionar electrónicamente múltiples bobinas de corriente de Foucault, que se colocan una al lado de la otra en el mismo conjunto de sonda. Cada bobina de corriente parásita individual en la sonda produce una señal relativa a la fase y la amplitud de la estructura debajo de ella. Estos datos se refieren a una posición y tiempo codificados y se representan gráficamente como una imagen de escaneo C. La mayoría de las técnicas convencionales de detección de fallas de corrientes parásitas se pueden reproducir con inspecciones de ECA; Sin embargo, las notables ventajas de la tecnología ECA permiten mejorar las capacidades de inspección y ahorrar mucho tiempo.

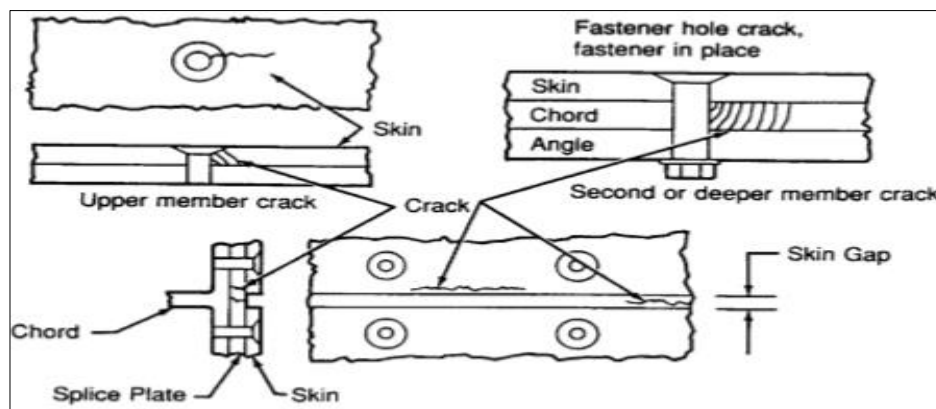


Figura 30. Principios de inspección de partículas magnéticas.

Fuente: (U.S. Department of transportation Federal Aviation Administration, 9/8/98)

La corriente Eddy current a alta velocidad de prueba, no se necesita una superficie en blanco, no hay peligro para el medio ambiente, las superficies pintadas no tienen influencia, no influyen en la temperatura, evaluación de la profundidad de la grieta.

Inspección de las grietas en la superficie se pueden encontrar por corrientes de Foucault, las sondas especiales permiten detectar grietas internas desde el exterior, dependiendo del material y el grosor de la pared. Electromagnetismo.

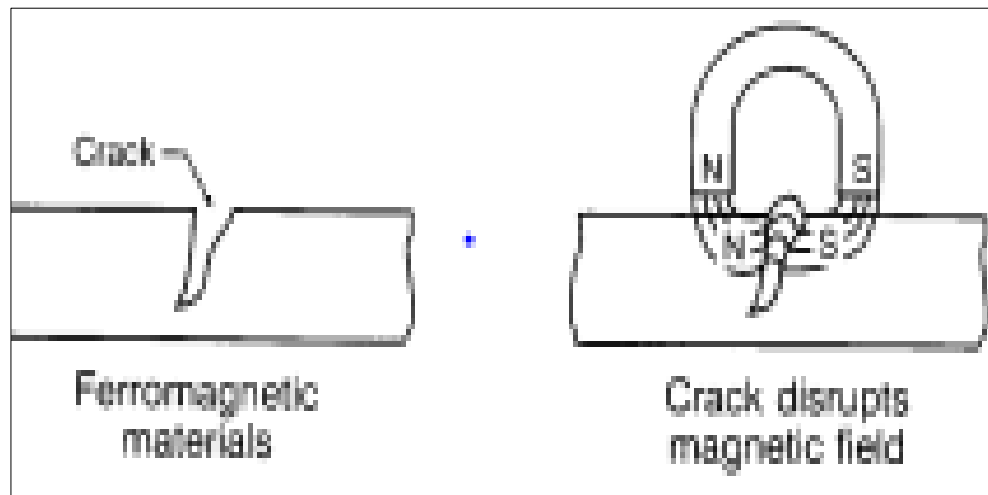


Figura 31. Ilustración de partículas magnéticas.

Fuente: (U.S. Department of transportation Federal Aviation Administration, 9/8/98)

f. Radiografía (X-ray)

Es un procedimiento de NDI empleado para inspeccionar material componentes y materiales, recurriendo a la noción de diferencial adherencia de luminiscencia penetrante. Cada modelo bajo evaluación poseerá diferencias de densidad, espesor, formas, dimensiones o particularidades de impregnación, impregnando así disímiles proporciones de radiación. La radiación que no fue absorbida, esta es la que pasa a través del fragmento y se registra en películas, monitores fluorescentes u otras pantallas de radiación. Los resultados de las circunstancias internas y externas del componente aparecerán como variedades de contrastes negro, blanco, gris en la película expuesta, o variantes de color en monitores luminiscentes.

La radiografía se usa para detectar las características de un componente o ensamblaje que exhiben una diferencia en grosor o densidad en comparación con el material circundante. Las grandes diferencias se detectan más fácilmente que las pequeñas. En general, la radiografía puede detectar solo aquellas características que tienen un grosor apreciable en una dirección a lo largo del eje del de los rayos-X.

Por lo tanto, la capacidad de la radiografía para detectar discontinuidades planas, como grietas, depende de la orientación adecuada de la pieza de prueba durante inspección. Las discontinuidades que tienen un grosor medible en todas las direcciones, como huecos e inclusiones, se pueden detectar siempre ya que no son demasiado pequeños en relación con el grosor de la sección. En general, se pueden detectar características que exhiben una diferencia del 2 por ciento o más en la adsorción de radiación en comparación con el material circundante.

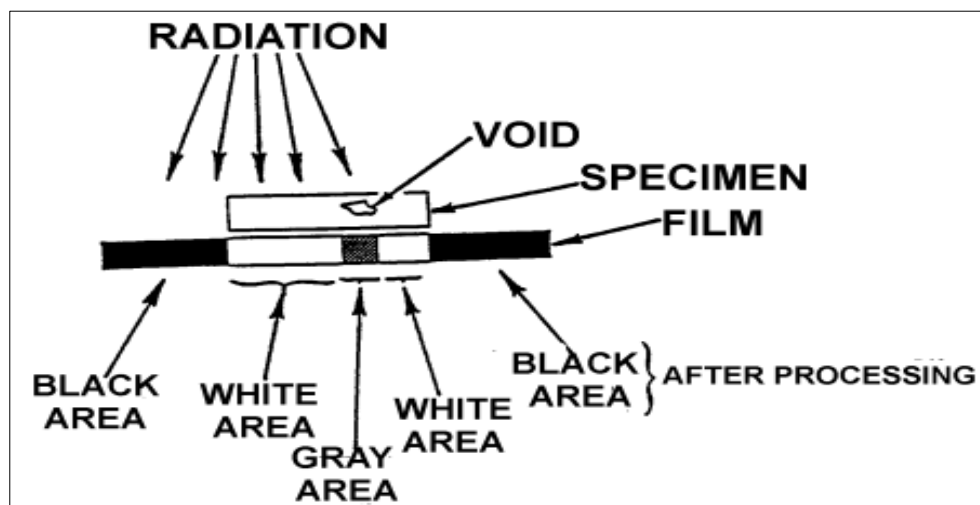


Figura 32. Rayos X.

Fuente: (U.S. Department of transportation Federal Aviation Administration, 9/8/98)

g. Ultrasonido

La inspección por ultrasonido es un modo o método de NDI que utiliza energía sonora que recorre a través de la ejemplar de prueba para la detección de fallas. La energía del sonido que transita a través del modelo se revelará en el tubo de rayos catódicos (CRT), un esquema de datos de computadora con monitor de cristal líquido (LCD). La información del área frontal y posterior, las situaciones internas y externas saldrán como caracteres verticales en el monitor CRT o en nodos de información en el programa de ensayo.

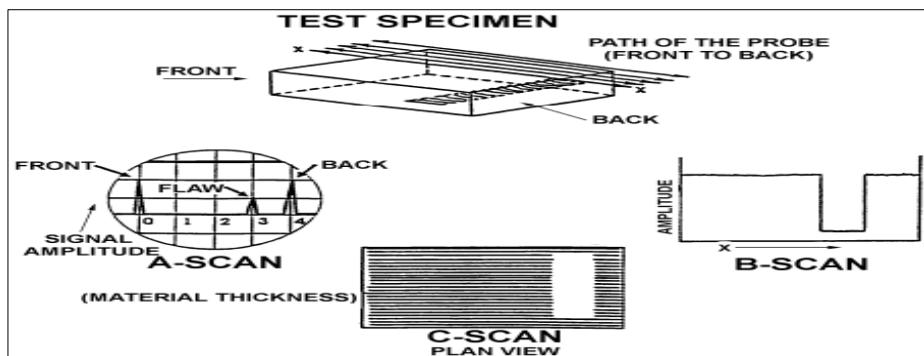


Figura 33. Inspección por ultrasonido.

Fuente: (U.S. Department of transportation Federal Aviation Administration, 9/8/98)

CAPÍTULO III

DESARROLLO DEL TEMA

3.1 Consideraciones generales

El presente proyecto esta objetivamente en dar a conocer el estado funcional de unos principales componentes que mantienen al estabilizador horizontal y vertical fijamente en la estructura del avión. Dichos componentes son los pernos los principales sujetadores de la estructura de la aeronave a los estabilizadores.

Para tener conocimiento del estado en el que se encuentra los pernos o Cone Bolts realizaremos una inspección básica y que no necesita de certificación o habilitación para obtener el estado si se encuentra operativo (los pernos no tener alguna anomalía o daños en sus propiedades físicas) o al contrario si posee alguna abertura, hendidura, corte o grieta del mismo (debe ser remplazado el componente o los componentes), por medio de una inspección visual y de líquidos penetrantes, dando así a conocer a los directivos de la Carrera de Mecánica Aeronáutica las condiciones en las que se encontraban los pernos y ponerles operativos ya que la aeronave Fairchild FH-27 es utilizado con fines de enseñanza y prácticas para los estudiantes.

a. Estado de la aeronave actual

El aeroplano Fairchild FH-227, que pertenece a la Unidad de Gestión de Tecnologías es un avión no operativo, pero que hasta hoy en día es usado con fines académicos de la Carrera de Mecánica Aeronáutica. Debido al paso de los años y de la forma en la que se encontraba ubicado

en el establecimiento a la intemperie por lo que muchos de sus componentes estructurales como la ferretería del avión se encuentran deteriorados.

3.2 Proceso para la inspección de Cone Bolts

Son tareas específicas que se detallan en el Aircraft Maintenance Manual (AMM) de la aeronave, donde también se encuentran las valoraciones de los componentes de su vida útil y valores mínimos y máximos de vida útil del componente o componentes.

En el presente documento se explica de manera detallada como se procede a inspeccionar los Cone bolts que mantienen sujetos a los estabilizadores de la aeronave.

3.2.1 Recopilación de información técnica

Antes de proceder a la realización de la inspección de cualquier índole dentro de una aeronave, es necesario obtener información técnica de la tarea de mantenimiento ya sea del manual de mantenimiento (AMM) del avión

En el caso de esta inspección recopilaremos datos en el manual de mantenimiento del avión Fairchild Hiller FH-227 e información adicional de los Advisory Circular (AC) emitidos por Federal Aviation Administration (FAA). En Donde se puede encontrar información adicional para la ejecución de la inspección por ensayos no destructivos.

a. Información del estabilizador vertical

La información general de los estabilizadores encontramos en la ATA 55 perteneciente a la aeronave, en la cual encontramos información de la estructura y componentes que componen el estabilizador vertical.

El vertical fin es una estructura metálica de diseño en voladizo que consta del larguero auxiliar, que es básicamente un miembro de refuerzo para el borde de ataque de la aleta, el larguero delantero y el larguero trasero. El fin está sujeto a los accesorios en los estabilizadores delanteros y traseros del estabilizador. La estructura del fin consta de tres largueros, built-up web, truss-type ribs, spanwise stringer y montaje de piel con carenados removibles. Los carenados contornean el fin al fuselaje y al dorsal fin.

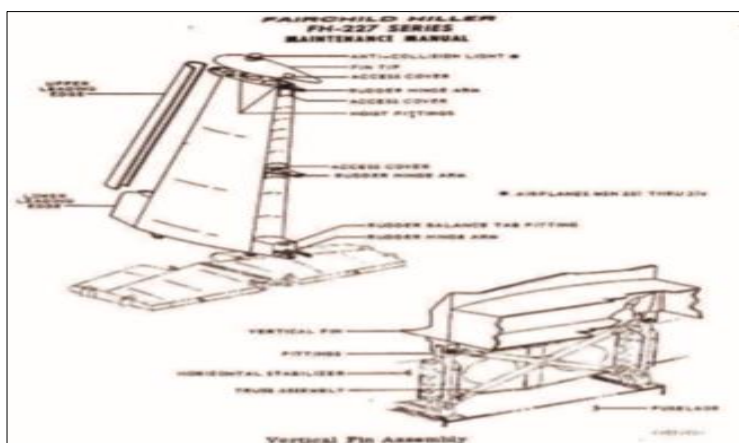


Figura 34. Confirmación del estabilizador vertical.

Fuente: (Fairchild Hiller FH-227)

El timón se retira antes de la extracción del fin, que está sujeto al fin mediante tres hinge arms, remachados y atornillados a los extremos posteriores de las costillas del fin, las cubiertas de acceso se instalan en el borde posterior de la aleta y la punta.

El estabilizador del avión Fairchild FH-227 este compuesto por materiales derivados del aluminio y su estructura se compone de los componentes siguientes:

- **Leading Edge (borde de ataque):** los bordes de ataque del fin se ubican inmediatamente delante y están asegurados al larguero auxiliar, y consisten en una sección inferior fija y una sección superior extraíble. El borde de ataque superior extraíble consiste en un núcleo de panal unido entre dos láminas de aleación de aluminio.

Los extremos están montados entre dos costillas del fin en la waterline 112 y 239. El borde de ataque inferior fijo. Consta de costillas de aleación de aluminio y dos paneles de revestimiento. El borde superior está remachado a la nose rib en la water line 112 y los bordes delantero e inferior están asegurados a los carenados dorsal y estabilizador delantero. La bota de deshielo se cementa solo en el borde de ataque superior.

- **Tip (punta de estabilizador):** la punta del tip extraíble consiste en una piel laminada de fibra de vidrio con costillas de fibra de vidrio y refuerzos en los aviones MSN 501 a 564. Las puntas de aleación de aluminio se proporcionan en MSN 565 y superiores y pueden usarse como reemplazos de servicio. Ambos tipos están unidos con tornillos y se extienden desde el borde delantero del fin hacia atrás hasta el borde posterior del timón.

La punta de la aleta incluye un borde de montaje de aleación de aluminio para la luz anticolidión y una cubierta de acceso. La cubierta de acceso permite la instalación del perno de la bisagra del timón superior.

- **Spars (largueros):** el fin vertical está constituido por tres largueros de aleación de aluminio: el larguero auxiliar, larguero delantero y larguero trasero. El larguero auxiliar consta de tres tapas de larguero izquierda y derecha, que están remachadas entre sí por empalmes de tapa. El larguero se fortalece mediante una red asegurada entre los casquillos del larguero en el extremo inferior y los refuerzos diagonales y anchos. Los largueros delanteros y traseros son similares en construcción al larguero auxiliar, excepto que las capas inferiores de los largueros delantero y trasero tienen accesorios de aleta a estabilizador, que son partes integrales de los largueros. Además de los accesorios, se instala un accesorio de elevación en la parte superior de los largueros delantero y trasero.

- **Ribs (costillas):** las costillas se dividen en dos clases; nose rib y main ribs. Las nose ribs tienen un diseño de banda convencional y proporcionan puntos de montaje para el borde de ataque inferior y el borde de ataque superior. Las costillas principales se dividen en dos clases; cuatro costillas de tipo web y tres costillas de tipo web y truss. Las costillas de tipo web, excepto la costilla en la waterline 239, son de diseño convencional y están remachadas a los largueros y skin stringers. Los bottom rib inferior monta tres válvulas distribuidoras de solenoide de deshielo, que controlan la presión y la succión del fin y las botas de deshielo del estabilizador.

- **Stringers (larguerillos):** los larguerillos están formados por secciones de sombrero de aleación de aluminio que están unidas a la piel y remachadas a la estructura del estabilizador.

- **Skin (piel):** la estructura izquierda y derecha del estabilizador está cubierta por diez láminas de aleación de aluminio que forman los dos paneles de piel hacia adelante y tres hacia atrás a cada lado del fin. El borde posterior del fin está cerrado por un panel de borde posterior compuesto de almas (webs), ángulos y refuerzos.
- **Dorsal fin (aleta dorsal):** el dorsal fin se extiende desde la estación 420 a popa hasta la aleta vertical y no se retira en circunstancias normales. Está construido con marcos, formadores, largueros y larguerillos longitudinales, cubiertos con piel de aleación de aluminio. La sección frontal de plástico reforzado se puede quitar para acceder a varios componentes del sistema. Los accesorios de fijación en los marcos de las aletas dorsales están atornillados a la estructura del fuselaje que asegura al dorsal fin al avión.

La parte inferior forma un conducto de cable que contiene soportes y rieles para la fijación de poleas de cable, conductos de aire, tubos, etc. Dos grandes puertas con bisagras en el lado izquierdo de la popa proporcionan acceso al área del conducto y los componentes en el mismo. Otras puertas de acceso más pequeñas están unidas con tornillos. Los carenados y los filetes están remachados al fuselaje para completar la cubierta de la piel y ayudar a asegurar la aleta dorsal al fuselaje.

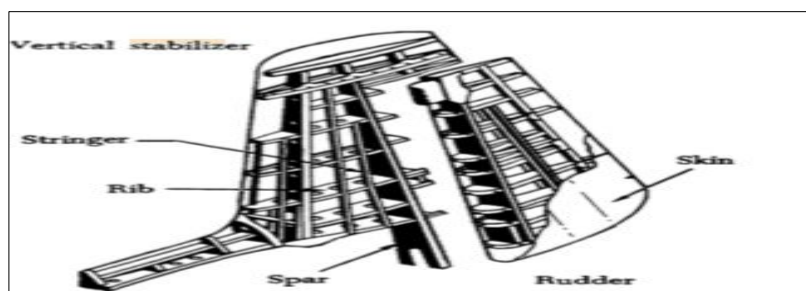


Figura 35. Estructura del estabilizador vertical.

Fuente: (U.S department of transportation federal aviation administration)

b. Información del estabilizador horizontal

La información general de los estabilizadores encontramos en la ATA 55-10-0 perteneciente a la aeronave, en la cual se encuentra lo siguiente.

El estabilizador horizontal es una estructura metálica de diseño en voladizo, que consta de una unidad izquierda y una derecha, que están remachadas y atornilladas juntas en la línea central del fuselaje. Cualquiera puede ser reemplazado, pero el fin vertical, el timón y el elevador deben removidos primero para reemplazarlos fácilmente.

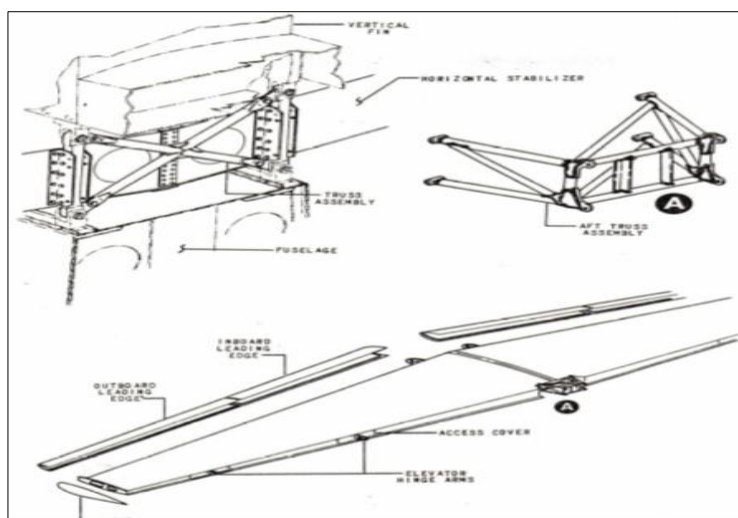


Figura 36. Conjunto de estabilizador horizontal.

Fuente: (Fairchild Hiller FH-227)

Los elevadores están unidos al estabilizador por dos hinge arms y montante de armadura de popa. Las cubiertas de acceso están instaladas a cada lado de los hinge arms para facilitar la inspección, remoción e instalación, el mismo que se compone de componentes estructurales que se detallan a continuación:

- **Leading Edge (borde de ataque):** los bordes delanteros del estabilizador, quienes están localizados inmediatamente delante y asegurados al larguero delantero, consisten en secciones removibles hacia adentro y hacia afuera construidas con honeycomb (núcleo de panel) unido entre dos láminas de aleación de aluminio.

Una costilla del borde delantero en la estación 13, un primero en la estación 96 y la costilla exterior en la estación 187 proporcionan puntos de montaje para los extremos de los bordes.

- **Tip (punta de estabilizador):** las extremos o puntas del estabilizador son removibles, consisten en capas de fibra de vidrio laminadas con refuerzos integrales de fibra de vidrio en los aviones MSN 501 a 560. Los tips de aleación de aluminio se proporcionan en MSN 561 y superiores, y pueden usarse como reemplazos de servicio.

Ambos tipos están unidos con tornillos, los bordes interiores de popa adyacentes a los elevadores están cerrados para evitar la entrada de material extraño y cada uno está provisto de agujeros de drenaje en la superficie inferior para drenar la humedad acumulada.

- **Spars (largueros):** los largueros delanteros y traseros de aleación de aluminio son de diseño convencional con tapas superiores e inferiores y bandas de larguero. Cada uno de los largueros consta de unidades izquierda y derecha, que están atornilladas y remachadas entre sí en la línea central del fuselaje por cuatro placas de empalme y una red.

- **Ribs (costillas):** las costillas se dividen en tres clases: nose rib, costillas principales y costillas de borde posterior. Las costillas de la nariz en las estaciones estabilizadoras 13 están formadas de una lámina de aleación de aluminio y proporcionan la fijación de los extremos internos de las secciones internas del borde delantero.

Las costillas principales se dividen en dos clases, cinco costillas de tipo web y doce costillas de tipo acumulado. Las costillas de tipo red, excepto las costillas en las estaciones estabilizadoras 187 están ubicadas entre los largueros delantero y trasero.

Los larguerillos proporcionan rigidez a la piel metálica y están formados por secciones de sombrero de aleación de aluminio. Están unidos a la piel del estabilizador y están remachados a la estructura del estabilizador.

- **Skin (piel):** la estructura superior e inferior del estabilizador está cubierta por ocho láminas de aleación de aluminio, que forman los paneles de revestimiento interno y externo de cada unidad estabilizadora.

3.2.2 Herramientas, materiales y equipos para la inspección

Las herramientas a utilizar para la remoción de los componentes del estabilizador debido a que es necesario remover los estabilizadores para retirar los Cone Bolts de los estabilizadores, por consiguiente, las herramientas se detallaran más a continuación.

- **Destornillador estrella.**

Llamado también destornillador Philips que tiene una forma de cruz y que posee una profundidad en los extremos del centro. El destornillador es la herramienta utilizada para aflojar o ajustar tornillos.



Figura 37. Destornillador.

Fuente: (DE MAQUINASY HERRAMIENTAS, 2018)

- **Copas y racha**

Las copas son herramientas mecánicas juntas con la racha mecánica que son utilizada para ajustar pernos.

La racha es una herramienta que posee una cabeza donde se puede adaptar las copas o dados que vienen en medidas milimétricas y en pulgadas.



Figura 38. Racha.

Fuente: (imekcomercializadora, s.f.)

- **Llaves**

Son llaves de ajuste de boca fija, dichas herramientas manuales son utilizadas para ejercer esfuerzo de torsión para aflojar o apretar tuercas.

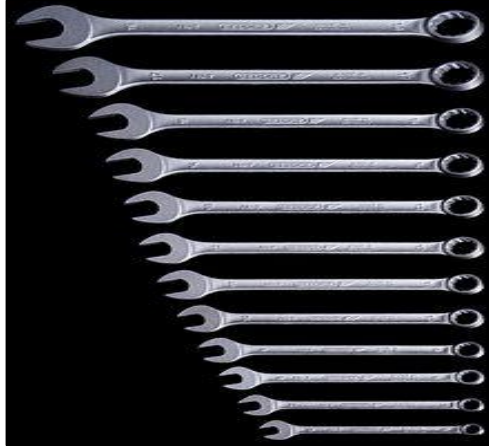


Figura 39. Llaves de boca y corona.
Fuente: (Lucasbosch, 2017)

- **Antioxidante WD40**

El WD40 es un producto multiuso utilizado para proteger a los metales en contra de la corrosión, liberar piezas obstruidas, desplazar la humedad y lubricar todo.



Figura 40. Antioxidante WD40.
Fuente: (Fioxi, s.f.)

- **Diagonal o pinzas**

Las pinzas son manipuladas para el corte de cables y alambres, para de esta manera garantizar mayor resistencia y durabilidad.



Figura 41. Pinzas

Fuente: (Tramontina, s.f.)

- **Martillo de goma**

Herramienta de impacto manipulado para golpear piezas casi terminadas y no dejar de formaciones no deseadas.



Figura 42. Martillo de goma.

Fuente: (Ibero, s.f.)

- **Lampara para NDI**

La luz oscura ultra violeta es utilizada para realizar ensayos no destructivos por líquidos penetrantes, la luz se utiliza en un cuarto oscuro y permite ver las discontinuidades si existen en componentes que se lo aplique con los aerosoles correspondientes.



Figura 43. Lampara para NDI.

Fuente: (twilight instrumentos de medición industrial, s.f.)

- **Aerosoles para NDI**

Existen distintos tipos de aerosoles para tintes penetrantes y dependiendo para el tipo de inspección que se realiza, en este caso se utiliza lo aerosoles; E-59A, VP-31A, Check-SD-1 aerosoles que son aptos para la inspección que se realizará más adelante.



Figura 44. Aerosol para NDI.

- **Torquímetro**

Es una herramienta de torsión o dinamométrica con el fin de proporcionar torque a componentes roscables. El torquímetro fue proporcionado por el pañol de la carrera de Mecánica Aeronáutica, el mismo se encontraba calibrado con la fecha 28 de marzo del 2018.



Figura 45. Torquímetro.

a. Datos del empenaje y componentes que componen los estabilizadores.

La aeronave Fairchild Hiller FH-227 que tiene una configuración de ala alta, bimotor (Roll-Roys), y un empenaje de tipo convencional, fijo su estructura es completamente de aleación de aluminio. Debido a que no se disponen del peso específico se considera realizar un estudio para los cables y la grúa que será necesaria para remover. Ya que se tiene el valor del peso del grupo de cola del avión, la aeronave la parte del empenaje pesa 1.013 lbs.

Tabla 6.

Información específica del empenaje.

Descripción	Valor
Peso empenaje	1.013 lbs
Tipo de estabilizador	Convencional clasica fijo
N°. de pernos de sujeción al fuselaje	4 por cada estabilizador

b. Estudios realizados para la remover los estabilizadores.

Para la remoción de los estabilizadores se realiza un estudio anticipado del tipo de grúa con que capacidad aproximadamente que tiene que soportar, el grosor y capacidad que soporta las eslingas y de igual manera las correas que se utilizaran en el izaje de los estabilizadores.

Tabla 7.

Información de pesos de materiales para remover los estabilizadores.

Descripción	Pesos a soportar
Grúa	19 toneladas (41887.8lbs)
Cables de acero	9 toneladas (19841.6lbs)
Correas	19 toneladas (41887.8lbs)
Pernos de izaje	5 mil libras

3.2.4 Remoción de carenajes de los estabilizadores

Se retiraron los excesos que permiten la accesibilidad a los puntos para el desmontaje del estabilizador horizontal y vertical. La remoción de los carenajes se realiza con herramienta manual denominado destornillador de estrella. Debido a que no han sido removidos por mucho tiempo los tornillos se encontraban corroídos, dañados la cabeza y muchos de ellos se hallaban aislados y que deben ser reemplazados.



Figura 47. Remoción de carenajes.

3.2.5 Desmontaje del estabilizador horizontal y vertical para sustraer los Cone Bolts

Para la inspección de Cone Bolts se desmonto los estabilizadores valiéndose del traslado del avión por motivos de reubicación de la Carrera de Mecánica Aeronáutica al nuevo campus ubicado en la parroquia Belisario Quevedo del cantón Latacunga. El despliegue del avión influyó a realizar el proyecto de la inspección de los pernos de sujeción de los estabilizadores para verificar el estado en la cual se encontraban los mismos.

Para el proceso de desmontaje, luego de haber obtenido la información técnica de la aeronave se da paso a desmontar los estabilizadores conforme a los pasos siguientes que son detallados en el Manual de Mantenimiento (AMM):

a. Pasos para la remoción del estabilizador vertical

- Paso 1. Remueva el fin tip como indica en la remoción del fin tip.

En esta tarea se realiza la remoción de la parte superior del estabilizador y por ende de la luz anticollisión que está conectada por medio de un plug, y así evitar percances de roturas del cable o de la luz anticollisión. El fin tip estaba unido al estabilizador por tornillos por lo que se utilizó un destornillador tipo estrella para remover el fin tip.

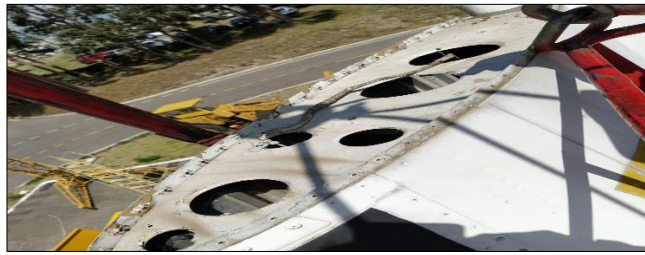


Figura 48. Remoción del estabilizador vertical.

- Paso 2. Remueva el rudder como indica el capítulo 27.

En la remoción del rudder en primer lugar se abrieron los carenados que permiten el ingreso al rudder, se desconecta todo lo que es sistema de cableado mecánico por medio de los turnbuckles y por último desenganchar el brazo de mando de los controles del rudder, permitiendo que el rudder se encuentre listo para ser removido.



Figura 49. Remoción del Rudder.



Figura 50. Remoción del Rudder.

- Paso 3. Remueva el dorsal del carenaje del borde de ataque y el dorsal fin y el ensamblaje del dorsal fin; desconecte el cableado de la luz anticolidión si corresponde.

La tarea realizada en este punto es del dorsal fin la cual está unida directamente al fuselaje, la cual se encontraba sujeta por tornillos, se remueve todo lo que une al estabilizador vertical. De igual manera se desconectó el cable eléctrico de la luz anticolidión que se encontraba unida por un empalme.



Figura 51. Dorsal del carenaje.

- Paso 4. Retire los carenajes del empenaje y observe la longitud de los tornillos.

Los carenajes se retiraron con un destornillador tipo estrella, liberando todos los accesos a los estabilizadores antes de realizar la remoción los mismos.



Figura 52. Carenajes del empenaje.

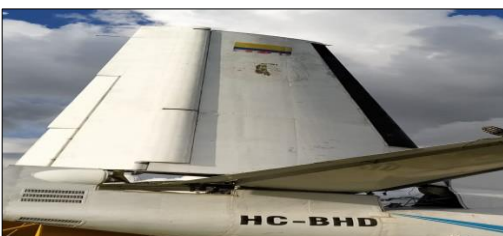


Figura 53. Carenajes del empenaje.

- Paso 5. Libere las abrazaderas del tubo y desconecte los tubos de presión y succión a la válvula distribuidora solenoide del fin.

Este proceso fue omitido debido a que las conexiones de los tubos y otros componentes de este punto se encontraban desconectados.



Figura 54. Abrazaderas del tubo.

- Paso 6. Libere todas las abrazaderas de los tubos y desconecte todos los tubos hacia y desde las válvulas distribuidoras de solenoide del estabilizador.

Desconecte todos los pluses eléctricos. Marque o etiquete los tubos y accesorios de las válvulas.



Figura 55. Desconexión de tubos

- Paso 7. Fije la eslinga de elevación de los accesorios de elevación del estabilizador.

En este paso de manual se procede a colocar la eslinga en los puntos de sujeción del estabilizador con ayuda de la grúa, y para la sujeción de eslinga al estabilizador se coloca unos pernos para eslinga. Y por medio de un grillete se sujetan las eslingas a los puntos de anclaje de estabilizador.



Figura 56. Colocación de eslinga.

- Paso 8. Levante la eslinga de elevación para liberar la tensión y aliviar el peso del estabilizador de la presión del estabilizador en los pernos de sujeción.

Con la grúa se procede a dar parte al trabajo de levantamiento del estabilizador vertical con el fin de aliviar el peso y la presión de los pernos de sujeción, al momento de liberar la presión los pernos se encuentran libres para ser removidos.

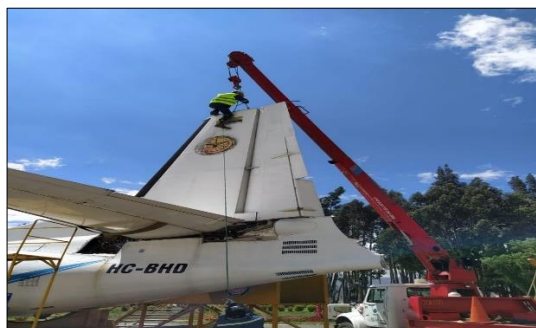


Figura 57. Eslinga de elevación.

Nota: la eslinga de elevación debe estar constantemente verificándose para un ajuste adecuado durante la extracción de los pernos de sujeción. Cuando se sujeta correctamente la eslinga mantendrá al estabilizador alineado incluso cuando todos los pernos de sujeción son quitados.

- Paso 9. Retire los pernos del conjunto del estabilizador.

Para retirar los pernos una vez liberado la presión se procede aflojar las tuercas, con una racha y copa de 3/4 y otra para sujetar al perno impidiendo que gire en su propio eje una llave de 1 1/8. Luego de remover las tuercas se quitan los pernos con ayuda de un mazo de goma para evitar dañar los hilos del perno.



Figura 58. Retiro de pernos del estabilizador.



Figura 59. Remoción de pernos.

Paso 9. Levante cuidadosamente el fin vertical para desenganchar todos los pernos de sujeción del estabilizador vertical.

Para retirar los pernos de sujeción del avión se levanta al estabilizador vertical liberando así el peso que esta sobre los pernos presionados, esta tarea ayuda a remover los pernos de manera segura impidiendo que se cause daños en los componentes.



Figura 60. Levantamiento del estabilizador.

- Paso 10. Coloque el estabilizador en soportes acolchonados para evitar daños a la superficie externa.

Al retirar el estabilizador vertical se coloca en una superficie acolchonada en nuestro caso se colocó sobre unas llantas para evitar daños estructurales.



Figura 61. Soporte del estabilizador.



Figura 62. Soporte del estabilizador.

b. Pasos para la remoción del estabilizador horizontal

- Paso 1. Sujete y levante con eslingas al estabilizador en los herrajes de sujeción del fin del estabilizador vertical.

Para la remoción del estabilizador horizontal, se utilizó falas y no permitir daños en la estructura del mismo. Las fajas se colocaron de manera centrada para evitar que este se gire o quede inestable al momento de retirarlo.



Figura 63. Remoción del estabilizador horizontal.

- Paso 2. Levante la eslinga de elevación para liberar la tensión y aliviar el peso del estabilizador de la presión del estabilizador en los pernos de sujeción.

Proceso igual al del estabilizador vertical levantar las correas colocadas al estabilizador para quitar la presión y la carga de los pernos.



Figura 64. Estabilizador horizontal.

Nota: la eslinga de elevación debe estar constantemente verificándose para un ajuste adecuado durante la extracción de los pernos de sujeción.

- Paso 3. Retire los pernos de los montantes del estabilizador.

Para retirar los pernos se utiliza las la copa y racha 3/4 y la llave de 1 1/8 y con ayuda de un mazo de goma golpear los pernos para remover y liberar al estabilizador horizontal.



Figura 65. Pernos del estabilizador horizontal.

- Paso 4. Levante cuidadosamente el estabilizador horizontal para desenganchar todos los pernos de sujeción y bajar el estabilizador.

En este punto se eleva de manera cuidadosa el estabilizador, gracias a la sujeción de las fajas en el horizontal no incidirá en el movimiento producido por el viento que golpea contra el estabilizador.



Figura 66. Elevación del estabilizador horizontal.

- Paso 5. Coloque el estabilizador en soportes acolchonados para evitar daños a la superficie externa.

Una vez retirado el estabilizador horizontal, colocar en una superficie blanda o acolchonada para evitar daños de la estructura del mismo.



Figura 67. Soporte del estabilizador horizontal.

3.2.6 Limpieza y detección de corrosión de los Cone Bolts

La limpieza de los pernos de sujeción o cone bolts se debe realizar antes de proceder a detectar daños en el mismo, las afectaciones en los componentes comúnmente es la corrosión.

Todos los ataques corrosivos comienzan en la superficie del metal, lo que hace que la clasificación de la corrosión por apariencia física sea un medio conveniente de identificación. La corrección encontrada a los pernos de sujeción de los estabilizadores es de tipo galvánica.



Figura 68. Limpieza de la corrosión.



Figura 69. Corrosión galvánica.

a. Proceso de mantenimiento para la corrosión galvánica

- Realizar la limpieza con productos adecuados para la eliminación de la corrosión como son: alcohol industrial, alodine 1200 o algún otro disolvente apto para esta misma tarea.

Al utilizar cualquiera producto de limpieza se debe utilizar los EPP's adecuados.



Figura 70. Limpieza de la corrosión.

- Realizar la limpieza de los pernos con el solvente hasta eliminar la corrosión galvánica utilizando un cepillo de alambre y una brida facilitando así el lavado para eliminar la corrosión.



Figura 71. Limpieza de los pernos.

3.2.7 Inspección de Cone Bolts

Luego de realizar el proceso de limpieza de la corrosión y haber eliminado todos los defectos encontrados en los pernos se procede a la iniciación de las siguientes inspecciones:

De acuerdo con el Manual de Mantenimiento AMM en el ATA 55-10-0 sección 2 de Inspección punto A (3) perteneciente al estabilizador horizontal, dice que inspeccionemos los accesorios y los

pernos que sujetan al estabilizador horizontal con el fuselaje por lo que se procede a realizar una inspección en los pernos o Cone bolts de la siguiente manera.

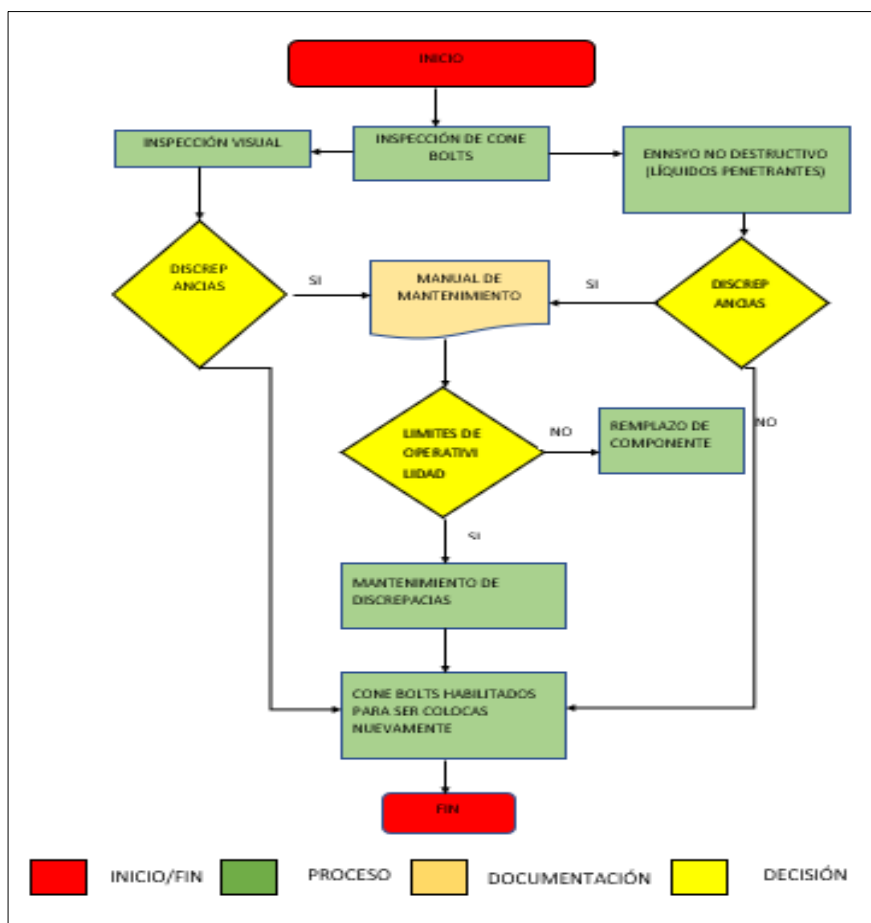


Figura 72. Diagrama de inspección.

3.2.8 Inspección visual

La inspección visual como ya descrita en los puntos anteriores son inspecciones que nos ayudan a verificar defectos o daños encontrados en un componente en nuestro caso los pernos de sujeción de los estabilizadores, para facilitar la inspección se removieron los estabilizadores para tener mayor manipulación de los pernos al momento de ejecutar la inspección. Proceso en el cual se

detecta discrepancias y se realiza un mantenimiento si el componente lo requiere o está en parámetros de funcionalidad.

a. Discrepancias y mantenimiento correctivo

a.1 Discrepancia (Corrosión galvánica)

Producido por metales disimiles en presencia de un electrolito o humedad. Por lo que es necesario realizar una limpieza como ya se detalló anteriormente para poder observar si existe algún otro desperfecto de los pernos.

Las discrepancias encontradas en los pernos de los estabilizadores fueron corrosión y el desperfecto en los hilos roscables de los pernos por lo cual a simple vista los mismos se encontraban en estado óptimo.

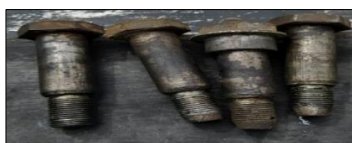


Figura 73. Discrepancias.



Figura 74. Discrepancias por la corrosión.

a.2 Mantenimiento correctivo de discrepancias

El daño encontrado en los pernos de los estabilizadores fue únicamente el desperfecto en los hilos roscables de los pernos por lo cual a simple vista los mismos se encontraban en estado óptimo.



Figura 75. Mantenimiento de pernos.

Al encontrar el desperfecto en las roscas se envió al torno para efectuar el relleno y aclaración de la parte roscada del perno con el mismo paso de hilo al que fue realizado de fábrica.

Debido a que en la inspección visual no se pudo apreciar mayor desperfecto a los ya mencionados se realiza una inspección por ensayos no destructivos descrito en el punto a continuación.

b. Inspección y pasos para ensayo por líquidos penetrantes.

La inspección por medio de líquidos penetrantes es un ensayo que permite inspeccionar a un componente metálico por medio del uso de aerosoles que ingresan en las abolladuras o cualquier discontinuidad presente en el componente a ser inspeccionada, el proceso para realizar una inspección por líquidos penetrantes es sencillos, pero que se debe realizar con precaución y cumpliendo los pasos siguientes:

- Paso 1. Limpieza y preparación de la superficie a ensayar E-59A.

Antes de poner el penetrante se debe realizar una previa limpieza para eliminar de la superficie cualquier elemento que contamine y pueda dificultar la atención de resultados en el ensayo de los pernos. La presencia de aceites, grasas impiden la humectación y la penetración tapando las aberturas o discontinuidades posibles existentes.

Se utilizó el spray E-59A (penetran inspection cleaner) este solvente ayuda a adherirse a los contaminantes y removerlos.



Figura 76. Preparación de la superficie.



Figura 77. Limpieza de la superficie.

- Paso 2. Aplicación del líquido penetrante en los pernos VP-31A.

Una vez eliminado los contaminantes, se procede a poner el líquido penetrante en nuestro caso el penetrante de color rojo VP-31A (visible inspection penetrant tipo 2 método B y C), este penetrante se coloca cubriendo todo y cada una de las partes del perno y dejar el tiempo establecido por el fabricante para que el penetrante ingrese en las discontinuidades si así lo existen, el tiempo establecido es 2 a 15 minutos para que entren en las fallas de superficie.

Colocado el penetrante y transcurrido el tiempo es necesario remover el exceso del penetrante para evitar indicaciones falsas, pero en forma que no se extraigan el penetrante de las discontinuidades.



Figura 78. Aplicación del líquido penetrante.

- Paso 3. Aplicación del revelador Check-SD-1.

Luego de colocar el penetrante y esperar el tiempo estimado, los pernos se encuentran listos para poner el revelador Check-SD-1 acorde a las especificaciones del fabricante se coloca a todos los pernos cubriéndoles todos los componentes, de igual manera se espera el tiempo indicado de 5 a 10 minutos.

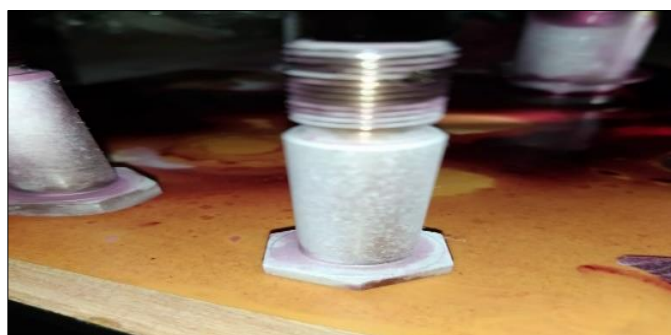


Figura 79. Aplicación del revelador Check-SD-1.

- Paso 4. Revelación de discontinuidades por medio de la luz ultravioleta.

En este punto se utiliza luz ultravioleta en un cuarto o habitación oscura, mediante la luz se puede observar si existen discontinuidades en los pernos ya que la luz ultravioleta ilumina al penetrante que ingresa en las rajaduras o cualquier desperfecto existente en los pernos



Figura 80. Revelación de discontinuidades.

- Paso 5. Resultados obtenidos de la inspección.

Luego de haber realizado los procesos anteriores se debe hacer un firme del estado operativo o si se debe reemplazar el componente. En este ensayo se tiene como resultado que no existe ningún desperfecto en los pernos de los estabilizadores por lo que los pernos están activos y se pueden volver a colocar a la aeronave.



Figura 81. Resultados obtenidos.

3.2.9 Proceso anticorrosivo

Terminado el proceso de inspección visual y por líquidos penetrantes y a ver encontrado la operatividad de los pernos se realiza un proceso anticorrosivo en el mismo y en la estructura de los montantes, proceso que ayudará a mantener su vida útil ya que la inspección a estos pernos y el montante de los estabilizadores no se realiza a menudo en la aeronave.

a. Pasos para colocar el anticorrosivo.

- Paso 1. Limpieza previa para eliminar contaminantes, grasas o algún otro fluido existente de la estructura del montante de los estabilizadores y en los pernos de igual verificar que se encuentren libre de contaminantes.



Figura 82. Limpieza de contaminantes.



Figura 83. Limpieza de contaminantes.

- Paso 2. Mezcla del anticorrosivo (PRIMER) y el catalizador, la mezcla de estos se realiza en las mismas proporciones volumétricas para obtener un buen resultado y la solidificación del anticorrosivo en el componente.



Figura 84. Mezcla del Primer y catalizador.

- Paso 3. Colocar el anticorrosivo a los componentes y de paso a la estructura que sostiene al estabilizador horizontal y vertical de la aeronave.



Figura 85. Colocación del anticorrosivo.



Figura 86. Anticorrosivo en los componentes.

- Paso 4. Dejar secar el anticorrosivo.



Figura 87. Secado del anticorrosivo.

3.2.10 Montaje, conexión de cableado y barras, y colocación de carenajes

a. Pasos para el montaje del estabilizador horizontal

- Paso 1. Atar y alzar con la faja el estabilizador y sujetar las uniones del fin vertical.

Se sujeta de la misma forma de cuando se desmonto el estabilizador horizontal, con fajas y de manera muy delicada levantar con la grúa para no tener inconvenientes de golpear la estructura.

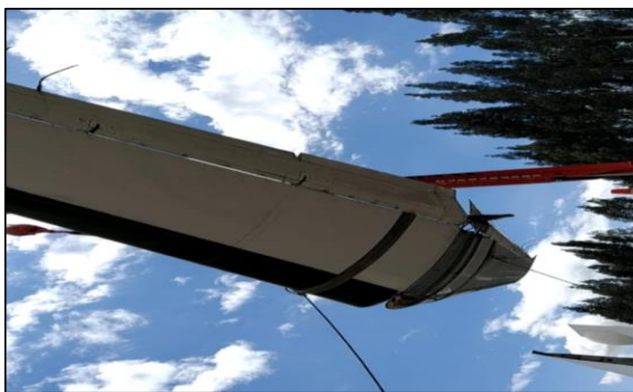


Figura 88. Montaje del estabilizador horizontal.

- Paso 2. Levantar con la faja y cuidadosamente alinear el estabilizador con las uniones del estabilizador.

Para la alineación del estabilizador se debe elevar al estabilizador horizontal y de manera muy lenta mover con la grúa el estabilizador y cuando se encuentre cerca de los puntos de alineación realizar el encuadre manualmente ya que si se lo hace con la grúa los movimientos serán demasiado bruscos y se puede doblar o romper los puntos de sujeción.



Figura 89. Alineación del estabilizador.



Figura 90. Elevación del estabilizador.

Nota: La eslinga o faja debe estar verificada tenazmente por seguridad durante la instalación y sujeción de los pernos del estabilizador.

- Paso 3. Coloque en la parte de adelante los pernos con la cabeza del perno hacia delante.

Realizado el encuadre del estabilizador horizontal con los puntos de alineación se coloca los pernos y para ayudar al mejor ingreso de los pernos a los puntos de sujeción se lubrica así el perno se deslizará y permitirá el ingreso más rápido.



Figura 91. Lubricación del perno.



Figura 92. Colocación del perno.

- Paso 4. Sujetar los pernos con un torque de 450-650 lbs. Pul.

La sujeción o ajuste de los pernos se realiza con una racha y copa de 3/4 y para dar el torque adecuado se utiliza un torquímetro proporcionado por la Carrera de Mecánica Aeronáutica. Se debe verificar que el torquímetro se encuentre calibrado para ser usado, de acuerdo al manual se procedió a dar un torque que va desde 450-650 lbs. Pulg.

Se configura el torque en 500 lbs. Pulg, ya que el manual dice que varía entre las 450 y 650 libras/pulgadas.

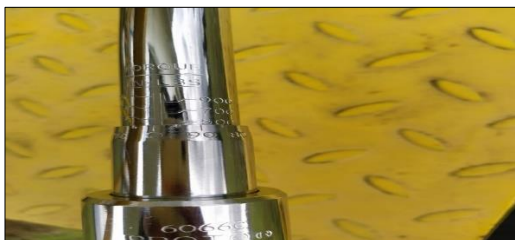


Figura 93. Configuración del torque.



Figura 94. Sujeción de los pernos.

- Paso 5. Retire la faja de sujeción.

La faja se libera cuando se haya asegurado los estabilizadores con los pernos, la misma se le retira con una escalera si lo disponen o con la ayuda de la propia grúa ya que dispuso de una jaula metálica para realizar tareas en alturas.



Figura 95. Retiro de eslinga de sujeción.

b. Pasos para el montaje del estabilizador vertical

- Paso 1. Fije la eslinga de elevación a los accesorios de fin vertical.

Se sujeta de la misma forma de cuando se desmonto el estabilizador vertical, con la precaución de sujetar de los extremos y no ser interrumpida por el viento al momento de encajar o alinear al estabilizador vertical.

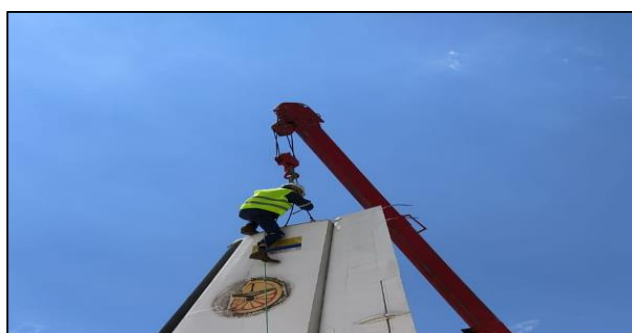


Figura 96. Montaje del estabilizador horizontal.

- Paso 2. Eleve la eslinga de elevación y alinee cuidadosamente los accesorios fin con lo accesorios estabilizadores.

Para la alineación del estabilizador se debe elevar al estabilizador vertical y de manera muy lenta mover con la grúa el estabilizador y cuando se encuentre cerca de los puntos de alineación realizar el encuadre manualmente ya que si se lo hace con la grúa los movimientos serán demasiado bruscos y se puede doblar o romper los puntos de sujeción.



Figura 97. Alineación de los accesorios del horizontal.

Nota: La eslinga debe verificarse constantemente para un ajuste adecuado durante la instalación de los pernos de fijación. Cuando se ajusta correctamente, la eslinga mantendrá el fin alineado con los accesorios del estabilizador, antes de instalar los pernos de fijación.

- Paso 3. Coloque en la parte de adelante los pernos con la cabeza del perno hacia delante.

Realizado el encuadre del estabilizador vertical con los puntos de alineación se coloca los pernos y para ayudar al mejor ingreso de los pernos a los puntos de sujeción se lubrica así el perno se deslizará y permitirá el ingreso más rápido.



Figura 98. Colocación de los pernos.

- Paso 4. Sujetar los pernos con un torque de 450-650 lbs. Pul.

La sujeción o ajuste de los pernos se realiza con una racha y copa de 3/4 y para dar el torque adecuado se utiliza un torquímetro proporcionado por la Carrera de Mecánica Aeronáutica. Se debe

verificar que el torquímetro se encuentre calibrado para ser usado, de acuerdo al manual se procedió a dar un torque que va desde 450-650 lbs. Pulg.

Se configura el torque en 500 lbs. Pulg, ya que el manual dice que varía entre las 450 y 650 libras/pulgadas.



Figura 99. Sujeción de los pernos.

- Paso 5. Retire la eslinga de sujeción.

La eslinga se libera cuando se haya asegurado los estabilizadores con los pernos, la misma se le retira con una escalera si lo disponen o con la ayuda de la propia grúa ya que dispuso de una jaula metálica para realizar tareas en alturas.



Figura 100. Retiro de la eslinga.

- Paso 6. Instalar el fin tip vertical como se indica en la instalación del fin tip.

Una vez terminado todo el montaje de los estabilizadores para dejar el montaje completo se procede a colocar el fin tip del estabilizador de igual manera asegurando con los tornillos removidos

dejando tal cual como se encontraba antes del desmontaje. También se conectó el plug que de la luz anticollisión.



Figura 101. Instalación del fin tip vertical.

c. Instalación de los componentes de mando y conexiones mecánicas y eléctricas

Luego de montar los estabilizadores de la aeronave se procede a conectar todos los componentes de los estabilizadores como son los brazos de mando del estabilizador las conexiones de la luz anticollisión y los cables del mando de control de vuelo por medio de los turnbuckles del estabilizador.



Figura 102. Instalación de los componentes de mando.

CAPÍTULO IV

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

4.1 Conclusiones

- La documentación que se recopiló para el presente proyecto permitió cumplir con la inspección de los “cone bolts” del estabilizado de manera correcta y exitosa.
- Las herramientas adecuadas fueron un factor importante al momento de remover y volver a instalar los pernos y de igual manera los equipos que fueron incluidos para la inspección de los mismo.
- Los procesos de inspección y mantenimiento de los pernos de sujeción de los estabilizadores se realizaron de manera minuciosa para reducir inconvenientes durante el tiempo que dura la inspección y evitar producir algún daño de los componentes.

4.2 Recomendaciones

- No realizar operaciones de inspección y mantenimiento de componentes si no posee documentación técnica y alguna inducción de cómo efectuar la tarea. Es de vital importancia tener conocimientos generales que vayan acorde con las actividades que se quiere hacer y prescindible la documentación ya que en estos vienen especificados los pasos a seguir de un mantenimiento.
- En las tareas que se realicen dentro de una aeronave o campo aeronáutico tomar en cuenta las medidas y equipos de seguridad, debido que al ejecutar trabajos se corre riesgos físicos de quien lo ejecuta y materiales del componente o de la misma aeronave que esto interfiere en la aeronavegabilidad de una aeronave en caso de estar operativa.
- Adquirir las herramientas y equipos adecuados tanto en remoción, inspección e instalación de los componentes en los que serán ejecutadas las tareas, al poseer las herramientas adecuadas y bien calibradas contribuye en la ejecución de tareas y el tiempo de duración de las actividades.

REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- ADMINISTRATION, N. A. (s.f.). *Aircraft Yaw Motion*. Recuperado el 20 de ENERO de 2020, de <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/yaw.html>
- AENA. (2001). *MECÁNICA DE VUELO*. Recuperado el 17 de Enero de 2020, de [file:///C:/Users/pc/Downloads/Mec%C3%A1nica%20de%20vuelo%20\(1\).pdf](file:///C:/Users/pc/Downloads/Mec%C3%A1nica%20de%20vuelo%20(1).pdf)
- Aeromodelismo en Huasco*. (3 de julio de 2018). Recuperado el 10 de enero de 2020, de *AERODINÁMICA BÁSICA Y CONTROL DE UN AEROMODELO (para novatos)*: <http://aeromodelismohusco.blogspot.com/2018/07/aerodinamica-basica-y-control-de-un.html>
- Andalucía, A. d. (14 de Marzo de 2014). *MATERIALES, ESTRUCTURAS Y FABRICACIÓN AERONÁUTICOS*. Recuperado el 18 de Enero de 2020, de <http://aicia.es/portfolio-item/materiales-estructuras-y-fabricacion-aeronautico>
- Augusto, B. D. (2011). *Repositorio Institucional de la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE*. Recuperado el 20 de enero de 2020, de <http://repositorio.espe.edu.ec/bitstream/21000/8655/1/T-ESPE-ITSA-000174.pdf>
- Aviación. (06 de 09 de 2013). *MATERIALES COMPUESTOS EN LA INDUSTRIA AEROESPACIAL*. Recuperado el 18 de Enero de 2020, de Aviación y un poco mas: <https://aviacion-y-un-poco-mas.webnode.mx/news/materiales-compuestos-en-la-industria-aeroespacial/>
- DE MAQUINASY HERRAMIENTAS*. (26 de febrero de 2018). Recuperado el 19 de ENERO de 2020, de <https://www.demaquinasyherramientas.com/herramientas-manuales/destornillador-manual-tipos>

Descripción de las partes fundamentales del avión. (s.f.). Recuperado el 17 de Enero de 2020, de Anlisis del proceso de fabricación de un avión de ensayos y su posterior conversión en avión comercial:

http://bibing.us.es/proyectos/abreproy/4922/fichero/4_DESCRIPCION+DE+LAS+PARTES+FUNDAMENTALES+DE+UN+AVION.pdf

DOKUMEN. (14 de ABRIL de 2018). *Estructuras Principales Del Avion.* Recuperado el 22 de ENERO de 2020, de <https://dokumen.tips/documents/estructuras-principales-del-avion.html>

Engflyer. (19 de julio de 2011). *flickr.* Recuperado el 19 de enero de 2020, de Cowl clamping wire turnbuckle: <https://www.flickr.com/photos/torridon/5955671927/>

Fairchild Hiller FH-227. (s.f.). *Maintenance Manual.*

Fioxi. (s.f.). *Fibras y oxidos S.A.* Recuperado el 20 de Enero de 2020, de <http://fioxi.com.pe/nuevowp/producto/wd-40-11-oz/>

Fulgencio. (24 de Abril de 2018). *SOCIEDAD AERONÁUTICA ESPAÑOLA.* Recuperado el 19 de enero de 2020, de <https://www.societadaeronautica.org/control-aviones/#nogo>

Fulgencio. (24 de Abril de 2018). *SOCIEDAD AERONÁUTICA ESPAÑOLA.* Recuperado el 24 de enero de 2020, de <https://www.societadaeronautica.org/control-aviones/#nogo>

García-Cuevas González, L. M. (s.f.). *Arquitectura general de aeronaves.* Recuperado el 17 de Enero de 2020, de <https://riunet.upv.es/bitstream/handle/10251/105195/Garc%C3%ADa-Cuevas%3BCarreres%3BTiseira%20-%20Arquitectura%20de%20aeronaves.pdf?sequence=1&isAllowed=y>

Gizmo. (s.f.). *SANDGLASSPATROL.* Recuperado el 18 de Enero de 2020, de Materiales Aeronáuticos: <http://sandglasspatrol.com/tecnicos/materiales.pdf>

Ibero. (s.f.). *Mazo de hule*. Recuperado el 20 de enero de 2020, de http://www.dis.uia.mx/taller_industrial/blog/?grid_products=mazo-de-hule

imekcomercializadora. (s.f.). Recuperado el 19 de enero de 2020, de Herramientas: imekcomercializadora

Justamechanic. (2019 de enero de 27). *Quiero ser LMA*. Recuperado el 25 de enero de 2020, de [Figura]: <https://quieroserlma.blogspot.com/2019/01/superficies-primarias-y-secundarias.html>

L. Scott Brooksby, D. M. (s.f.). *Learn to Fly*. Recuperado el 17 de Enero de 2020, de <https://www.learntoflylv.com/aerodynamicspage3.htm>

Lucasbosch. (enero de 15 de 2017). Recuperado el 18 de enero de 20, de Llave (herramienta): [https://es.wikipedia.org/wiki/Llave_\(herramienta\)](https://es.wikipedia.org/wiki/Llave_(herramienta))

Mechanic, F. (s.f.). *Aparejo de aeronaves - Sistemas operativos de control (segunda parte)*. Recuperado el 17 de enero de 2020, de Instalación del sistema de cable: <http://www.flight-mechanic.com/aircraft-rigging-control-operating-systems-part-two/>

Mora, A. (09 de Abril de 2019). *Modelos de Drones Ampliamente Utilizados*. Recuperado el 05 de Julio de 2019, de <https://www.pcworld.es/mejores-productos/otros-dispositivos/drones-3677398/>

Mundo Aeronautico. (s.f.). Recuperado el 17 de Enero de 2020, de colas de aeroplanos: <http://www.alasewm.com.ar/ewmpenaje.htm>

NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION. (05 de abril de 2018). *Vertical Stabilizer-Rudder*. Recuperado el 19 de enero de 2020, de <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/rud.html>

- Navarro, M. A. (s.f.). *MANUAL DE VUELO*. Recuperado el 2 de febrero de 2020, de Principios básicos. Superficies de mando y control.: https://www.manualvuelo.es/1pbav/15_supma.html
- Oñate, A. E. (s.f.). Conocimientos del AVIÓN. 5ta Edición. Recuperado el 17 de Enero de 2020
- Osario, N. (16 de noviembre de 2013). *SlideShare*. Recuperado el 12 de enero de 2020, de [figura]: recuperado de <https://es.slideshare.net/nicolasosorio2/aerodinmica-ii>
- Perez, J. S.-H. (s.f.). *Hispaviacion*. Recuperado el 18 de Enero de 2020, de LA INDUSTRIA AERONÁUTICA Y LOS MATERIALES COMPUESTOS: <http://www.hispaviacion.es/la-industria-aeronautica-y-los-materiales-compuestos-la-tecnologia-carbon-forge/>
- Redacción. (19 de Julio de 2010). *Academia de aviación*. Obtenido de <http://www.pasionporvolar.com/superficies-de-mando-y-control-del-avion-aerodinamica/>
- Revuelta, A. M. (2018). *DOCPLAYER*. Recuperado el 14 de enero de 2020, de Sistema de accionamiento: <https://docplayer.es/68770975-Sistemas-de-accionamiento.html>
- SCISA. (s.f.). *ENSAYOS NO DESTRUCTIVOS APLICADOS A LA AERONÁUTICA*. Recuperado el 18 de Enero de 2020, de SCI Control & Inspección: <https://scisa.es/ensayos-no-destructivos-aeronautica/>
- Tramontina. (s.f.). *Pinza corte diagonal*. Recuperado el 20 de Enero de 2020, de <http://www.tramontina.com.ec/productos/46692-pinza-corte-diagonal-4>
- twilight instrumentos de medición industrial*. (s.f.). Recuperado el 19 de enero de 2020, de Linterna de Alta Intensidad Luz Negra tipo Pistola: <https://twilight.mx/instrumentos/linternas-para-inspeccion/21/427/lc-uv100b-spot-de-luz-negra.html>

- U.S. department of transportation federal aviation administration. (s.f.). Recuperado el 19 de enero de 2020, de AC 65-15A - Airframe & Powerplant Mechanics - Airframe Handbook: https://www.faa.gov/documentlibrary/media/advisory_circular/ac_65-15a.pdf
- U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration. (2018). *Aviation Maintenance Technician Handbook—Airframe Volume 1*. Recuperado el 1 de enero de 2020
- U.S. Department of transportation Federal Aviation Administration. (9/8/98). *ACCEPTABLE METHODS, TECHNIQUES, AND PRACTICES- AIRCRAFT INSPECTION AND REPAIR*. Oklahoma City. Recuperado el 18 de Enero de 2020, de file:///D:/AC_43.13-1B_w-chg1.pdf
- U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration. (2018). *Aviation Maintenance Technical Handbook-General*. Oklahoma City. Recuperado el 14 de enero de 2020

ANEXOS



ESPE

UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE TECNOLOGÍA EN MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN

AVIONES

CERTIFICACIÓN

Se certifica que la presente monografía fue desarrollada por el señor **Chuquiana Chicaiza, Italo Efrain.**

En la ciudad de Latacunga a los 03 días del mes de febrero del 2020.

Aprobado por:

Tlgo. Jonathan Zurita
DIRECTOR DEL PROYECTO

Ing. Rodrigo Bautista
DIRECTOR DE LA CARRERA

Abg. Sarita Plaza
SECRETARIA ACADÉMICA