

DISEÑO DE UN PROGRAMA DE CONFIABILIDAD PARA SISTEMAS ATA 32 DE
LA AERONAVE CALIMA T-90

MANUEL FERNANDO CARO RINCON

UNIVERSIDAD INDUSTRIAL DE SANTANDER
FACULTAD DE INENIERIAS FISICOMECHANICAS
ESCUELA DE INGIERIA MECANICA
ESPECIALIZACION DE GERENCIA EN MANTENIMIENTO
BUCARAMANGA
2016

DISEÑO DE UN PROGRAMA DE CONFIABILIDAD PARA SISTEMAS ATA 32 DE
LA AERANAVE CALIMA T-90

MANUEL FERNANDO CARO RINCON

Monografía presentada como requisito para optar por el título de
Especialista en Gerencia de Mantenimiento

PhD. Ing. Cesar Augusto Rodríguez Adames.

UNIVERSIDAD INDUSTRIAL DE SANTANDER
FACULTAD DE INENIERIAS FISICOMECHANICAS
ESCUELA DE INGIERIA MECANICA
ESPECIALIZACION DE GERENCIA EN MANTENIMIENTO
BUCARAMANGA
2016

Nota de aceptación

Firma del presidente del jurado

Firma del jurado

Firma del jurado

DEDICATORIA

Este trabajo está dedicado al Dios de los Ejércitos quien permitió realizar la especialización en tan inmaculada Universidad, a los hombres y mujeres que a lo largo de la historia ofrendaron sus vida para el desarrollo tecnológico de la aviación mundial.

A mis padres Fernando y Eduvina quienes han sido la base de todos mis proyectos y por quienes cada día quiero ser mejor para brindarles las mejores alegrías y orgullo.

Una dedicatoria especial a quienes en más de 50 años de conflicto armado en mi querida Colombia vistiendo el uniforme de las Fuerzas Militares y de Policía ofrendaron sus vidas para darnos la tranquilidad y la Paz que tanto anhelamos.

A los Ingenieros Cesar Rodríguez y Edwin Bastidas quienes con su asesoría a lo largo del desarrollo de la monografía y con su sapiencia en el tema lograron guiarme en el camino del conocimiento para entregar un producto final de la altura de una Especialización.

A las damas y caballeros del aire que día a día trabajamos por una mejor Colombia.

A todos aquellos que a lo largo de este camino de 1 año en la especialización han logrado brindarme apoyo incondicional.

A la Familia Caro modelo a seguir siempre en mis actuaciones y por los cuales cada día me consagro como persona.

A la Familia Rincón quienes han sido mi apoyo desde la distancia son el impulso para ser cada día mejor.

Al Comando Aéreo de Mantenimiento de la Fuerza Aérea Colombiana base insignia del mantenimiento aeronáutico y a la cual orgullosamente pertenezco, a los señores Oficiales, Suboficiales, Soldados y personal No Uniformado, Al señor Brigadier General del Aire Luis Eduardo Contreras Meléndez Comandante de la Unidad, Al Señor Coronel Diego Enrique Moreno Celis Segundo Comandante de la Unidad, Al Señor Coronel Iván Delascar Hidalgo Excomandante de la Unidad, al Teniente Coronel Abelardo Moreno Lemus Comandante del GRUTE 93, Al señor Mayor Leonardo Ancizar Álvarez Comandante ESMAN y a la Señora Mayor Sonia Ruth Rincón.

Por ultimo a la Universidad Industrial de Santander por permitir forjar mis conocimientos en su magna institución, la personal de docentes y funcionarios.

AGRADECIMIENTOS

El autor de la monografía hace extensivo un saludo de agradecimientos a las personas e instituciones que apoyaron este proyecto de vida.

A Dios por encima de todo por ser quien ha permitido llegar donde estoy hoy en día.

A mis Padres Fernando y Euvina por ser quienes apoyaron incondicionalmente mis proyectos y será siempre quienes estén en primera fila mirando mis logros.

A la Familia Caro (Antonio, Margarita, Clara, Rosa, Mayi, Leonardo, Jorge, Ramiro), a mi abuelo en el Cielo quien ha sido un apoyo espiritual y por quien me siento honrado de portar el Glorioso Apellido en el pecho todos los días, a mis primos quienes han sido mi norte a seguir por sus grandes logros.

A la Familia Rincón (Carlos, Gloria, Teo, Fran, Leti, Ana) quienes desde pequeño han sido parte de mi formación, a los que en el cielo están dándome fuerza espiritual, a mis primos quienes desde mi infancia fueron quienes me enseñaron a afrontar la vida.

A los Ingenieros Cesar Rodríguez y Edwin Bastidas tutores del proyecto y personas magnificas de un potencial de conocimientos increíble.

Al Señor General del Aire Carlos Eduardo Bueno Comandante FAC

Al Señor Mayor General del Aire Luis Ignacio Barón Jefe de Estado Mayor FAC

Al Señor Mayor General del Aire José Francisco Forero Jefe de Operaciones Logísticas de la Fuerza Aérea Colombiana.

Al Señor Brigadier General del Aire Luis Eduardo Contreras Comandante del CAMAN

Al Señor Coronel Iván Delascar Hidalgo Excomandante CAMAN.

Al Señor Coronel Diego Enrique Moreno Celis Segundo Comandante de CAMAN.

Al señor Mayor Leonardo Álvarez Jurado Comandante ESMAN-GRUTE-93

A los Señores Oficiales Señores Subtenientes Fredy Estupiñan, Gustavo González, Carlos Bautista, Víctor Rodríguez, José Luis Carrillo

A los Señores Suboficiales Juan Manuel Ramírez Tacha, Héctor Moya, Jorge Rivera, Hernán Vasco, Jesús Córdoba, Camilo Beltrán, Ejesler Córdoba, Andrés Hernández, Fredy Rojas, Jeisson Rincón, Jeisson Amaya, Alexander Díaz, Andrés Mora.

A los Oficiales y Suboficiales del GRUTE 93 y GRUAI

Al Señor Capitán de Navío Raul Núñez y al Esp.Ing Andrés Gil compañeros de Especialización.

TABLA DE CONTENIDO

INTRODUCCION	20
1. DESCRIPCIÓN DEL PROBLEMA	21
1.1 PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA.....	21
2. OBJETIVOS.....	23
2.1 OBJETIVO GENERAL	23
2.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS	23
2.3 ALCANCES Y LIMITACIONES.	23
3. JUSTIFICACIÓN DEL PLAN PROPUESTO	24
4. ANÁLISIS DE LA LITERATURA RECOPIADA.....	25
4.1 ORGANIZACIÓN MANTENIMIENTO FUERZA AEREA	25
4.2 MANTENIMIENTO CENTRADO EN CONFIABILIDAD -RCM	28
4.2.1 EL CONTEXTO OPERACIONAL	29
4.2.2 FUNCIONES	30
4.2.3 FALLAS FUNCIONALES O ESTADOS DE FALLA.....	30
4.2.4 MODOS DE FALLA	30
4.2.5 LOS EFECTOS DE FALLA.....	30
4.2.6 CATEGORÍA DE CONSECUENCIAS	30
4.2.7 FALLAS OCULTAS	31
4.2.8 DISTINTOS TIPOS DE MANTENIMIENTO.....	31
4.2.9 EL MANTENIMIENTO PREDICTIVO O A CONDICIÓN	31
4.2.10 EL MANTENIMIENTO PREVENTIVO (SUSTITUCIÓN O REACONDICIONAMIENTO CÍCLICO)	32
4.2.11 EL MANTENIMIENTO CORRECTIVO O TRABAJO A LA ROTURA.....	32
4.2.12 PATRONES DE FALLA EN FUNCIÓN DEL TIEMPO	32
4.3 ANÁLISIS DE CAUSA RAÍZ -RCA.....	33
4.3.1 RECOPIACIÓN Y TRATAMIENTO DE DATOS	33
4.3.2 JERARQUIZACIÓN DE PROBLEMAS	34
4.4 ANÁLISIS DE MODOS DE FALLA, EFECTOS Y CRITICIDAD FMECA.....	37
4.5 MARCO LEGAL	37

5. METODOLOGÍA	39
6. DESARROLLO DEL PROYECTO.....	41
6.1 ANÁLISIS DE INFORMES DE CONFIABILIDAD.	41
6.1.1 AÑO 2014.....	42
6.1.2 AÑO 2015	47
6.1.3 AÑO 2016.....	49
6.2 EVENTOS DE SEGURIDAD OPERACIONAL.....	52
6.2.1 AÑO 2014.....	52
6.2.2 AÑO 2015	52
6.2.3 AÑO 2016.....	53
6.3 COMPARACION DE INDICADORES.....	53
6.4 FUNCIONAMIENTO DEL SISTEMA ATA 32 EN LA AERONAVE CALIMA T-90 55	
6.5 PROGRAMA DE MANTENIMIENTO PARA EL SISTEMA ATA 32.....	56
6.6 ANALISIS DE CAUSA RAIZ	58
6.7 ANALISIS FMECA.....	62
6.7.1 FUNCIONES:	63
6.7.2 FALLO FUNCIONAL.....	64
6.7.3 MODO DE FALLO.	64
6.7.4 EFECTOS DEL FALLO.....	65
6.7.5 ANALISIS DE CRITICIDAD	66
6.8 COSTOS RELACIONADOS CON EL MANTENIMIENTO	75
6.8.1 MANTENIMIENTO ALCTUAL	75
6.8.2 MATENIMIENTO PROPUESTO.....	78
RECOMENDACIONES.....	81
CONCLUSIONES.....	822
BIBLIOGRAFIA	814
ANEXOS	86

LISTA DE FIGURAS

FIGURA 1. PROCESO DE GESTION DE MANTENIMIENTO.....	26
FIGURA 2. ORGANIZACIÓN POR SECCIONES DE UN GRUPO TECNICO.....	27
FIGURA 3. . ORGANIZACIÓN POR ESCUADRONES Y ORGANIZACIÓN DEL ESMAN EN UN GRUPO TECNICO.....	28
FIGURA 4. PATRONES DE FALLA	33
FIGURA 5. EJEMPLO RCA	37
FIGURA 6. ANALISIS DE PARETO POR SISTEMAS DEL AÑO 2014 AL 2016.....	53
FIGURA 7. SISTEMA UPPER LINK.....	56
FIGURA 8. INDICACION DE FALLA MEDIANTE NDT.....	57

LISTA DE TABLAS

TABLA 1. INDICADORES DE CONFIABILIDAD AÑO 2014.....	42
TABLA 2. PROMEDIO DE INDICADORES.....	44
TABLA 3. INDICADORES DE CONFIABILIDAD AÑO 2015.....	47
TABLA 4. PROMEDIO INDICADORES DE CONFIABILIDAD 2014 Y 2015.....	48
TABLA 5. INDICADORES DE CONFIABILIDAD AÑO 2016 (ENERO-ABRIL).....	50
TABLA 6. PROMEDIO INDICADORES CONFIABILIDAD.....	50
TABLA 7. DISPONIBILIDAD DE LA FLOTA T-90 ABRIL-14 A ABRIL 2016.....	54
TABLA 8. CONFIABILIDAD DE LA FLOTA T-90 DE ABRIL.....	54
TABLA 9 TIEMPO MEDIO ENTRE FALLAS FLOTA T-90 ABRIL-14 A ABRIL-16. .	55
TABLA 10. PROBABILIDAD DE EVENTOS.....	66
TABLA 11. TABLA DE SEVERIDAD DE EVENTOS.....	68
TABLA 12.MATRIZ DE CARACTERIZACION Y EVALUACION.....	69
TABLA 13. TABLA DE ANALISIS DE RIESGOS.....	70
TABLA 14.FASES DE OPERACIÓN DE UNA AERONAVE.....	71
TABLA 15. TABLA ANALISIS FMECA.....	73
TABLA 16. ANALISIS FMECA Y CRITERIOS DE MANTENIMIENTO.....	74
TABLA 17. TABLA DE GASTOS DE PERSONAL.....	76
TABLA 18. MATERIALES E INSUMOS.....	77
TABLA 19. GASTO DE INVESTIGACION DEL PROYECTO.....	79
TABLA 20. TABLA DE COMPARACION DE COSTOS DE MANTENIMIENTO.....	80

GLOSARIO.

- **Aeronave** Toda máquina que puede sustentarse y desplazarse en la atmósfera por reacciones del aire, que no sean las reacciones del mismo contra la superficie de la tierra y que sea apta para transportar pesos útiles (personas o cosas).
- **Aeronavegabilidad** Aptitud técnica y legal que deberá tener una aeronave o producto aeronáutico para operar en condiciones seguras, de tal manera que:
 - a) Cumpla con su Certificado Tipo.
 - b) Exista la seguridad o integridad física, incluyendo sus partes, componentes y subsistemas, su capacidad de ejecución y sus características de empleo.
 - c) La aeronave lleve una operación efectiva en cuanto al uso (corrosión, rotura, pérdida de fluidos, etc.)
- **Aeronavegabilidad Continuada** Compilación de funciones de mantenimiento e inspección utilizadas por un operador para complementar sus necesidades de mantenimiento total, tendientes a mantener la aeronavegabilidad de una aeronave en forma continua (empleando programas de análisis y vigilancia continua y programas de confiabilidad).
- **Avión** Aeronave más pesada que el aire, propulsada mecánicamente, que debe su sustentación en vuelo principalmente a reacciones aerodinámicas ejercidas sobre superficies que permanecen fijas en determinadas condiciones de vuelo.
- **Boletín de Servicio** Documento originado por el fabricante de productos aeronáuticos, mediante el cual propone inspecciones, métodos, procedimientos o cambios en el mantenimiento de dichos productos fabricados por él. Pueden ser de carácter mandatorio es decir de obligatorio cumplimiento, recomendado u opcional.
- **Componente** Conjunto, parte, artículo, pieza o elemento constitutivo de una aeronave según las especificaciones del fabricante, y por extensión, de la estructura, motor, hélice o accesorio de aquella.

- **Control de Calidad** Proceso de regulación, a través del cual se puede medir la calidad real, compararla con las normas y actuar sobre la diferencia. Dentro de la organización del mantenimiento aeronáutico de la FAC, dependencia responsable por dicho proceso y por la condición de aeronavegabilidad del equipo de vuelo.

- **Dirección de Ingeniería y Mantenimiento Aeronáutico** Esta dependencia es la autoridad aeronáutica para la FAC, reglamenta, formula, coordina, dirige y audita los planes y proyectos de Ingeniería, Mantenimiento y Logística Aeronáutica aplicada al desarrollo aeronáutico de la FAC y establece la doctrina, reglamentación, estándares y procedimientos de las funciones técnico logísticas para la óptima aeronavegabilidad y disponibilidad de las aeronaves FAC.

- **Directiva de Aeronavegabilidad (AD)** Comunicación o publicación escrita de carácter mandatorio, emanada de la autoridad aeronáutica civil colombiana o la del país de origen de algún producto aeronáutico, que establece un trabajo, acción, método o procedimiento para aplicar a dichos productos aeronáuticos en los cuales existe una condición de inseguridad, con el objeto de preservar su aeronavegabilidad respecto de ciertas aeronaves.

- **Dispositivo** Cualquier instrumento, mecanismo, equipo, parte, aparato, órgano auxiliar o accesorio que es usado o que se tratara de usar en la operación o control de una aeronave, instalado en, o fijado a la misma, y que no es parte de la estructura, motor o hélice.

- **Emergencia Operacional** Son emergencias que se originan por combates, orden público, desastres naturales, condiciones climáticas, medioambientales, las cuales requieren que la aeronave realice un vuelo para evacuar la aeronave, personal o equipo esencial.

- **Equipo** Uno o varios conjuntos de componentes relacionados operacionalmente para el cumplimiento integral de una función determinada.
- **Fabricante** Poseedor del Certificado Producción de un producto aeronáutico.
- **Grupo Técnico** Expresión que designa genéricamente a una organización de la Fuerza Aérea con personas, instalaciones equipos y medios destinados a soportar técnica y logísticamente la operación aérea asignada a cada Unidad.
- **Hora de vuelo Tripulación** Tiempo (hora) transcurrido entre la prendida de motores con intención de vuelo y la apagada de los mismos.
- **Incidente** Todo suceso relacionado con la utilización de una aeronave, que no llegue a ser un accidente, que afecte o pueda afectar la seguridad de las operaciones aéreas.
- **Inspección Calendaría** Revisión general de la aeronave de acuerdo a una guía de inspección, después de un determinado tiempo de operación (días, meses, años), como requisito final para garantizar su condición mecánica, funcional y estructural.
- **Inspección de Combate** Inspección realizada en condiciones exclusivas de combate o de estado de emergencia.
- **Inspección de Recibo y Despacho de Aeronaves en Línea de Vuelo** Verificación visual de una aeronave antes de iniciar su rodaje y/o de apagar en los puntos establecidos de parqueo, que confirma su condición segura para vuelo a la tripulación.
- **Inspección Especial** Es aquella que se ejecutan esporádicamente o por una sola vez, en cumplimiento de una Orden Técnica/Boletín Técnico u otro documento reglamentario de mantenimiento. Se aplica normalmente para verificar o determinar la condición de la unidad completa o sus componentes, para acortar o prolongar los períodos de inspección.

- **Inspección Diaria de Mantenimiento Preventivo (PMD)** Inspección requerida después del último vuelo de la misión del día o antes del primer vuelo del siguiente día, de acuerdo a una lista de inspección específica para cada aeronave.

- **Inspección Horaria** Revisión general intermedia de la aeronave de acuerdo a una guía de inspección, después de un determinado número de horas de vuelo o de funcionamiento; como requisito para garantizar su condición mecánica, funcional y estructural.

- **Inspección por Fases** Sistema de consolidación de las inspecciones horarias y periódicas, de manera que los requisitos de inspección se vayan cumpliendo a ciertos intervalos fijos y más cortos con el objeto de reducir el tiempo de inactividad de la aeronave.

- **Inspección Periódica** Revisión general final de la aeronave de acuerdo a una guía de inspección después, de un determinado número de horas de vuelo, días calendario o periodo de funcionamiento, como requisito para garantizar su condición mecánica, funcional y estructural.

- **Inspección por Cambio de Componentes y Accesorios** Inspecciones generales de la aeronave de acuerdo a una guía de inspección, después de un determinado tiempo de operación (días, meses, años), como requisito final para garantizar su condición mecánica, funcional y estructural.

- **Jefatura de Operaciones Logísticas** Jefatura de la FAC a quien se le ha delegado la dirección administrativa y operativa de las funciones logísticas aeronáuticas en las áreas de adquisición y distribución del Soporte Logístico, Mantenimiento Aeronáutico, Combustibles y Lubricantes de Aeronaves, Armamento Aéreo, Comunicaciones y Radio Ayudas.

- **Mantenimiento** Inspección, revisión, reparación, conservación y cambio de partes; tendientes a conservar las condiciones de aeronavegabilidad de una aeronave y/o componente de ella.
- **MEL** Lista de equipo mínimo (Minimum Equipment List) con base al MMEL y no inferior al mismo, elaborada por la Unidad Logística en coordinación con la Unidad operativa y aprobada por DIMAN, destinada a permitir la operación de la aeronave cuando alguno de los sistemas del equipo estén inactivos, manteniendo un nivel aceptable de seguridad.
La finalidad básica de la MEL es permitir la operación segura de una aeronave con sistemas o equipo inactivo, dentro del marco de un programa controlado y sólido de reparaciones y cambio de repuestos.
- **MMEL** Lista maestra de equipo mínimo (Master Minimum Equipment List) Publicación Técnica elaborada por la Casa Fabricante de un equipo de vuelo con el fin de facilitarle al operador la determinación de las condiciones mínimas para garantizar la aeronavegabilidad del equipo.
- **No Conformidad** Incumplimiento de un requisito asociado a un uso previsto o especificado.
- **Parte (de producto)** Todo material, componente o accesorio de equipo aeronáutico.
- **Producto Aeronáutico** Toda aeronave, motor de aeronave o hélice. La expresión también designa material, componentes accesorios o dispositivos aeronáuticos aprobados según una Orden Técnica Estándar (TSO) o Aprobación de Fabricación de Partes (PMA).
- **Reglamentos Aeronáuticos de Colombia (RAC)** Conjunto de normas de carácter general y obligatorio, emanadas de la UAEAC que regulan aspectos propios de la aviación civil y que de alguna forma involucran su relación con la aviación militar de estado.
- **Reparación** Restitución a las condiciones iniciales de una aeronave o producto, según su Certificado Tipo.

- **Servible o servicable** Condición de todo producto, material, parte, componente, accesorio o dispositivo aeronáutico que se encuentra Aero navegable y en consecuencia apto para ser instalado y dado al servicio en una aeronave, por cumplir con todos sus requerimientos técnicos y tener en regla los documentos pertinentes.

- **Trazabilidad** Capacidad para seguir la historia, la aplicación o la localización de todo aquello que está bajo consideración. A efectos de ser más explícito en la definición del término en relación a su interpretación en la ejecución del mantenimiento se dividido en dos conceptos particulares:
 - a) **De partes** Condición que debe cumplirse en relación con los materiales, componentes u otros productos aeronáuticos, permitiendo la posibilidad de rastrear o de hacer seguimiento sobre su historial o procedencia, uso y mantenimiento, hasta determinar quién ha sido su fabricante autorizado, de acuerdo con la documentación pertinente que así lo acredite.

 - b) **De calibración** Propiedad del resultado de una medición o del valor de un patrón, en virtud de la cual ese resultado se puede relacionar con patrones nacionales o internacionales, a través de una cadena ininterrumpida de comparaciones que tengan todas incertidumbres determinadas.

RESUMEN

TITULO: DISEÑO DE UN PROGRAMA DE CONFIABILIDAD PARA SISTEMAS ATA 32 DE LA AEORNAVE CALIMA T-90.¹

AUTOR: MANUEL FERNANDO CARO RINCON²

PALABRAS CLAVE: AERONAVE, RCM, RCA, FAC, ATA 32, FMECA, CONFIABILIDAD, INDICADOR DE CONFIABILIDAD, TREN DE ATERRIZAJE, CRITICIDAD, ATERRIZAJE FUERTE

DESCRIPCION:

La implementación de un programa de confiabilidad para el sistema ATA 32 (TREN DE ATERRIZAJE) como parte del proceso de certificación ante la autoridad aeronáutica contribuye a que el programa de mantenimiento establecido sea acorde a la operación de la aeronave en un teatro de operaciones real.

El desarrollo del proyecto inicia con un análisis estadístico de los indicadores de confiabilidad e informes mensuales de confiabilidad desde el año 2014 para lograr establecer una base de datos confiable y que sirva como base de análisis. Se realiza un RCA sobre el problema de fallo estructural y entregando algunas causas raíces latentes que deben ser atacadas para mitigar el riesgo de fallo un poco, pero también se debe verificar los daños colaterales a otros sistemas. Posterior se realiza un análisis FMECA debido a que el programa de mantenimiento de la aeronave no contempla los diferentes modos de falla del componente y un nivel de criticidad y jerarquización de los fallos, con esto se entregan una priorización de fallas, el método de mitigación de riesgo y el nivel de criticidad actual y el deseado. Así mismo se entrega un posible plan de mantenimiento para la mitigación del riesgo ya que nunca había sido previsto dentro de los protocolos de la aeronave.

¹ TRABAJO DE GRADO.

² DIRECTOR: CESAR AUGUSTO RODRIGUEZ-EDWIN BASTIDAS.

ABSTRACT

TITLE: DESIGN OF A RELIABILITY PROGRAM FOR ATA 32 SYSTEMS TO AIRCRAFT CALIMA T-90.

AUTHOR: MANUEL FERNANDO CARO RINCON

KEYWORDS: AIRCRAFT: RCM, RCA, FAC, ATA 32, FMECA, RELIABILITY, RELIABILITY INDICATOR, LANDING GEAR, CRITICALITY, HARD LANDING.

DESCRIPTION:

The implementation of a reliability program for system ATA 32 (LANDING GEAR) as part of the certification process to the aviation authority that contributes to the maintenance program established commensurate to the operation of the aircraft in a theater of actual operations.

Project development begins with a statistical analysis of reliability indicators and reliability monthly reports since 2014 to achieve establish a reliable database and serve as a basis for analysis. RCA is performed on the problem of structural failure and delivering some latent root causes that must be attacked to mitigate the risk of failure a little, but should also verify the collateral damage to other systems. one FMECA analysis because the maintenance schedule of the aircraft does not address the different modes of component failure and a level of criticality and prioritization of faults with this prioritization of faults are given, the method of risk mitigation is done and the current level of criticality and desired. Also a possible maintenance plan for risk mitigation is delivered as I had never been planned within the protocols of the aircraft.

INTRODUCCION

El concepto de confiabilidad fue introducido a la Fuerza Aérea Colombiana a mediados del 2007 cuando la Jefatura de Operaciones Logísticas (JOL) reestructura la organización y ve la necesidad de mantener un sistema de información el cual permitiera tener estándares altos de calidad para que en conjunto con las Secciones de Calidad y de Ingeniería se tuviera un análisis de datos como solución a problemas frecuentes presentados en una flota de aeronaves; que en la última década introdujo a la Fuerza cerca de 200 nuevas aeronaves y más de 50 líneas de diferentes aviones; así se crea la Subdirección de Confiabilidad Aeronáutica encargada de consolidar la información, tendencias y comportamientos de las flotas de aeronaves que a su vez es recopilada, clasificada y analizada por cada unidad logística.

En el año 2010 en el marco del Plan Pegaso entre la CIAC-FAC se da vía libre a unos recursos para el diseño y fabricación de una aeronave de entrenamiento la cual sería el reemplazo de aeronaves obsoletas, en el año 2014 se hace entrega de la aeronave número 24 y ultima de lo que fue catalogado como Calima T-90. Dentro de los procesos que hasta el momento han sido nuevos para una industria que nunca antes había realizado la fabricación de una aeronave se encontraba el plan de mantenimiento el cual ha sufrido cambios constantes y han mejorado la confiabilidad de la aeronave, pero faltan algunos sistemas que no han podido ser mejorados como lo son trenes de aterrizaje principales y de nariz los cuales son críticos en la operación y que han sufrido un incremento en los fallos durante los años de operación de la aeronave.

RCM o Reliability Centred Maintenance, es una técnica más dentro de las posibles para elaborar un plan de mantenimiento en una organización de mantenimiento y que presenta algunas ventajas importantes sobre otras técnicas. Así mismo nos da una solución a un problema presentado en un componente que amenaza la seguridad y representa un valor crítico en la operación tanto económica como operacional.

1. DESCRIPCIÓN DEL PROBLEMA

1.1 PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

Desde el 2011, inicio de operación de la aeronave Calima T-90, el programa de mantenimiento definido para el sistema ATA 32 no tiene tareas definidas, como por ejemplo en el manual de mantenimiento establece únicamente inspección por partículas magnéticas en un intervalo de 150 horas sin tener en cuenta el cambio de pernos, ciclos para el cambio del componente, etc., por lo que con este proyecto se busca determinar un nuevo programa de mantenimiento.

En los últimos tres años, el porcentaje de mantenimiento imprevisto por fallas del sistema hidráulico ha presentado un incremento de 100%, han sido requeridas recurrentes intervenciones de mantenimiento en los sistemas de aterrizaje afectando de igual manera sistemas comunicados. La disminución de los tiempos medios entre fallas del equipo ha obligado a desarrollar boletines de servicio que ofrezca soluciones a corto plazo y garantizar la aeronavegabilidad continuada de la aeronave. Un estudio preliminar indica que los eventos asociados al fallo de este componente se evidenciaron al momento de realizar la inspección de 150 aterrizajes, ordenada por el fabricante en el manual de mantenimiento de la aeronave, donde se encontró una fisura en el cordón de soldadura que uno el cilindro con el disco después de realizar las pruebas NDT (partículas magnéticas y tintas penetrantes); posterior a la evidencia de esta fisura, en un evento asociado a un “*Hard Landing*”, la aeronave FAC 2444 rompió el cordón de soldadura dejando la aeronave con un daño en los trenes principales, evidenciando que el componente se ve afectado a cargas de servicio normales.

Durante otras inspecciones posteriores, se logró determinar que las inspecciones de 150 aterrizajes el mismo componente estructural estaba presentando la novedad referenciada, evidenciando una disminución en la confiabilidad de la flota en el año 2014 de 30% y una disponibilidad del 40%. Sin embargo, el sistema sigue presentando un 30% de fallas menos respecto al año anterior evidenciado en el escalamiento de las aeronaves que ha permitido una rotación de las mismas y número menor de ciclos hechos por una sola aeronave

Por lo tanto, con este proyecto se pretende dar respuesta a esta pregunta al diseñar un programa de confiabilidad, para sistemas ATA 32 de la aeronave Calima T-90, mediante el análisis estadístico, de confiabilidad, RCA y FMECA que permita al operador determinar un nuevo programa de mantenimiento.

De aquí, se realiza la siguiente formulación del problema del proyecto:

¿Es posible mediante un análisis estadístico, de confiabilidad, RCA y FMECA determinar un nuevo programa de confiabilidad para sistemas ATA 32 de la aeronave Calima T-90?

2. OBJETIVOS

2.1 OBJETIVO GENERAL

Diseñar un programa de confiabilidad para sistemas ATA 32 de la aeronave Calima T-90 que mediante el análisis estadístico, de confiabilidad, RCA y FMECA permita al operador determinar un nuevo programa de mantenimiento.

2.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS

- Identificar el funcionamiento del componente y verificar el programa de mantenimiento para este sistema ATA 32, mediante el análisis de los informes de confiabilidad de la aeronave Calima T-90.
- Diagnosticar mediante un análisis de causa-raíz de la falla crítica asociada al sistema ATA 32 de la aeronave Calima T-90.
- Desarrollar y formular un nuevo análisis FMECA que permita mejorar los indicadores de confiabilidad del sistema ATA 32 de la aeronave Calima T-90.
- Realizar un estudio costo-beneficio de la implementación del nuevo programa de mantenimiento del sistema ATA 32.

2.3 ALCANCES Y LIMITACIONES.

El proyecto está centrado en obtener un nuevo programa de mantenimiento y un nuevo análisis de criticidad de los modos de falla que no han sido catalogados dentro del programa de mantenimiento, aun cuando este no va a ser implementado por la organización.

Se va a plantear un análisis de criticidad y proponer nuevos criterios de mantenimiento pero no serán implementados por la organización.

Se van a entregar un análisis de causa raíz con posibles raíces latentes y sus recomendaciones para solucionar.

El análisis costo-beneficio se enfocara en realizar un comparativo del mantenimiento que se realiza actualmente y su impacto en la operación respecto a lo planteado.

3. JUSTIFICACIÓN DEL PLAN PROPUESTO

Con este proyecto permitirá determinar con el empleo de herramientas estadísticas, de confiabilidad, RCM y de RCA la frecuencia de los eventos asociados al sistema hidráulico, identificar los modos de falla asociados y determinar soluciones que podrán ser incluidas en el programa de mantenimiento actual de la aeronave, así a mejorar la disponibilidad de la flota, reducir tiempos de reparación, tiempo medio entre falla, remociones no programadas y reducir el costo de mantenimiento.

De igual manera, al desarrollar un análisis de falla asociado al ATA 32 es posible mejorar el plan de mantenimiento, en términos de tiempos, tarea y posibles causa fallas; igualmente, este proyecto permitirá tener una idea clara de cómo es el modo de falla, consecuencias y daños colaterales a otros sistemas que pueden afectar el mantenimiento de los demás componentes.

Otro beneficio a lograrse con el desarrollo del programa de confiabilidad es la ejecución de un plan integral y desarrollado por todas partes de la organización que integran el proceso de mantenimiento de las aeronaves, de esta manera impactar en el cumplimiento de objetivo institucional impulsando el desarrollo tecnológico en el ámbito aeroespacial.

4. ANÁLISIS DE LA LITERATURA RECOPIADA

4.1 ORGANIZACIÓN MANTENIMIENTO FUERZA AEREA

La Fuerza Aérea dentro de su organización tiene una estructura orgánica la cual se encarga del mantenimiento y/o soporte logístico aeronáutico de las aeronaves asignadas a cada unidad. Así mismo dentro de la organización en los procesos Gerenciales se tiene una organización (DIMAN) que depende de la Jefatura de Operaciones Logísticas.

Dirección de Ingeniería y Mantenimiento estará compuesta por las siguientes Subdirecciones:

1. Aeronavegabilidad (SUAER)
2. Mantenimiento Aeronáutico (SUMMA)
3. Ingeniería (SUING)
4. Confiabilidad (SUCOA)
5. Centro Desarrollo Tecnológico Aeronáutico (CEDTA)

Organización estándar de un Grupo Técnico:

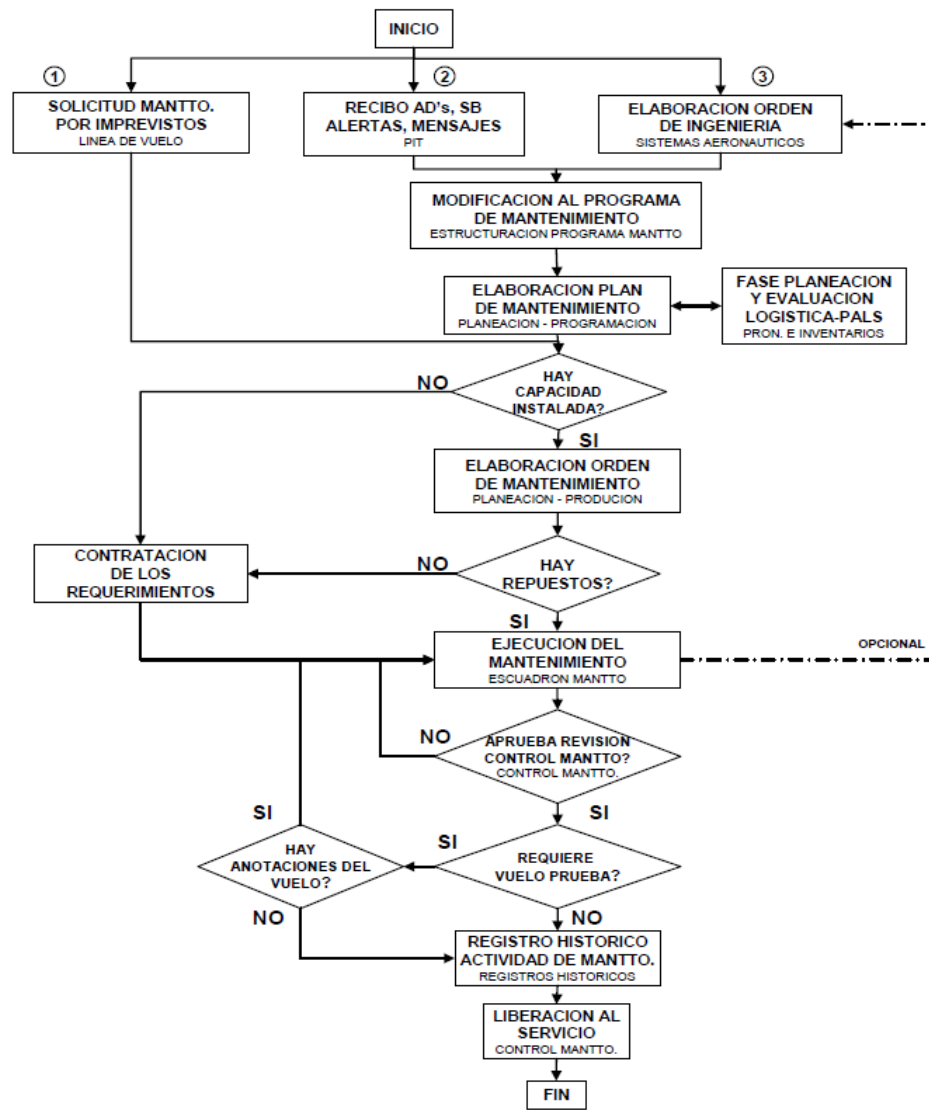
Secciones:

1. Calidad (SECAL)
2. Confiabilidad (SECOA)
3. Ingeniería (SEING)
4. Planeación (SEPLA)
5. Direccionamiento y Evaluación (SEDIE)
6. Seguridad (SESEG)

Escuadrones

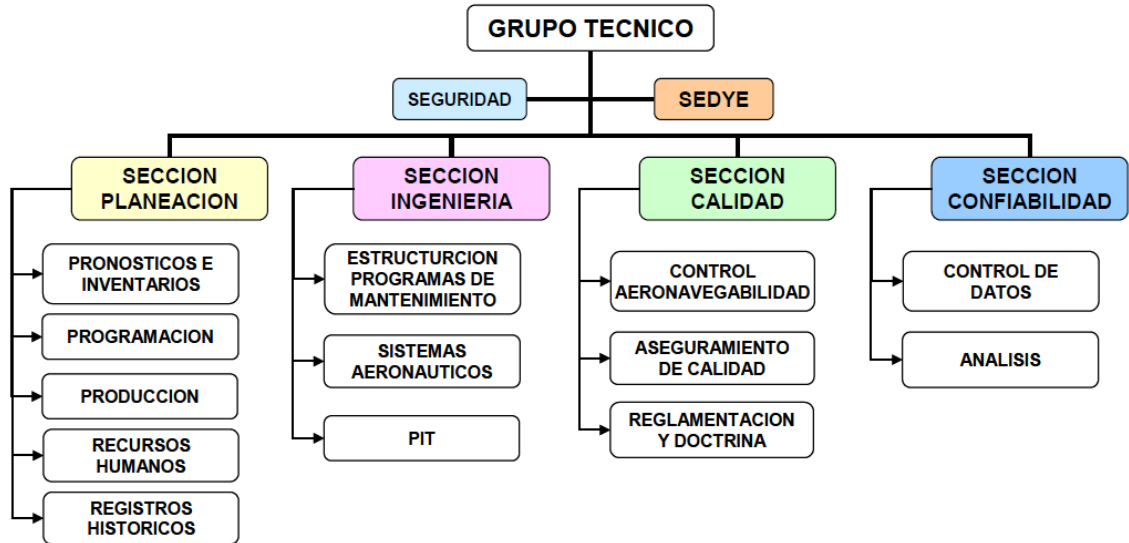
- a) Mantenimiento (ESMAN)
- b) Abastecimientos (ESABA)
- c) Armamento Aéreo (ESARM)
- d) Comunicaciones (ESCRA)

FIGURA 1. PROCESO DE GESTION DE MANTENIMIENTO.



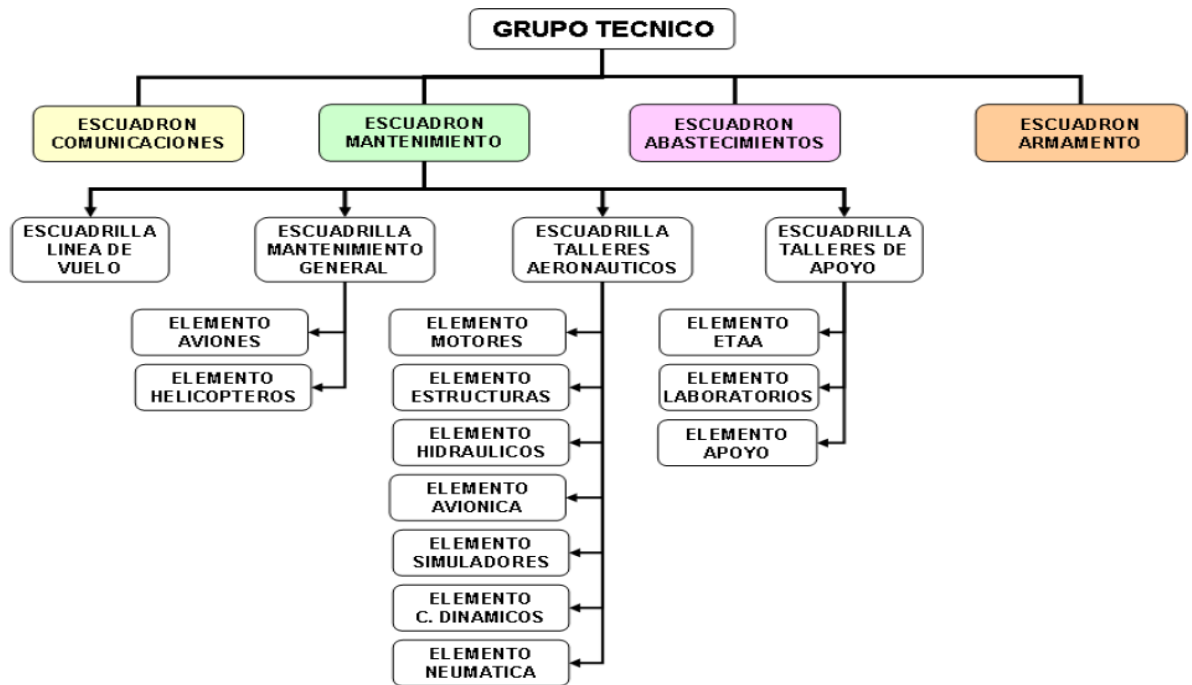
FUENTE: MANUAL DE MANTENIMIENTO FUERZA AEREA COLOMBIANA.

FIGURA 2. ORGANIZACIÓN POR SECCIONES DE UN GRUPO TECNICO.



FUENTE: MANUAL DE MANTENIMIENTO FUERZA AEREA COLOMBIANA.

FIGURA 3. . ORGANIZACIÓN POR ESCUADRONES Y ORGANIZACIÓN DEL ESMAN EN UN GRUPO TECNICO.



FUENTE: MANUAL DE MANTENIMIENTO FUERZA AEREA COLOMBIANA.

4.2 MANTENIMIENTO CENTRADO EN CONFIABILIDAD -RCM

El mantenimiento centrado en Confiabilidad (MCC), o *Reliability-Centred Maintenance* (RCM), ha sido desarrollado para la industria de la aviación civil hace más de 30 años. El proceso permite determinar las tareas de mantenimiento adecuadas para cualquier activo físico. El RCM ha sido utilizado en miles de empresas de todo el mundo: desde grandes empresas petroquímicas hasta las principales fuerzas armadas del mundo utilizan RCM para determinar las tareas de mantenimiento de sus equipos, incluyendo la minería, generación eléctrica, petróleo y derivados, metal-mecánica, etc. La norma SAE JA1011³ especifica los requerimientos que debe cumplir un proceso para poder ser denominado un proceso RCM.

3 SAE International (1999). Evaluation criteria for reliability-centered maintenance.

Según esta norma, las siete preguntas básicas del proceso RCM⁴ son:

1. ¿Cuáles son las funciones deseadas para el equipo que se está analizando?
2. ¿Cuáles son los estados de falla (fallas funcionales) asociados con estas funciones?
3. ¿Cuáles son las posibles causas de cada uno de estos estados de falla?
4. ¿Cuáles son los efectos de cada una de estas fallas?
5. ¿Cuál es la consecuencia de cada falla?
6. ¿Qué puede hacerse para predecir o prevenir la falla?
7. ¿Qué hacer si no puede encontrarse una tarea predictiva o preventiva adecuada?

El RCM muestra que muchas de los conceptos del mantenimiento que se consideraban correctos son realmente equivocadas. En muchos casos, estos conceptos pueden ser hasta peligrosos. Por ejemplo, la idea de que la mayoría de las fallas se producen cuando el equipo envejece ha demostrado ser falsa para la gran mayoría de los equipos industriales. A continuación se explican varios conceptos derivados del Mantenimiento Centrado en Confiabilidad, muchos de los cuales aún no son completamente entendidos por los profesionales del mantenimiento industrial.

A lo largo de los años la teoría que las fallas de los equipos están en su mayoría asociadas al envejecimiento de los mismos ha sido desmentida puesto que se tienen varios modos de falla que no están asociados al envejecimiento.

4.2.1 EL CONTEXTO OPERACIONAL

Para iniciar la verificación del RCM debemos asegurar nuestro contexto operacional, es decir las condiciones en las cuales opera nuestro equipo, por ejemplo no es lo mismo un plan de mantenimiento para una aeronave que está operando en Barranquilla a una aeronave que opera en Bogotá. Entonces, antes de comenzar el análisis se debe tener claro el contexto operacional, donde se debe indicar: régimen de operación del equipo, disponibilidad de mano de obra y repuestos, consecuencias de indisponibilidad del equipo, daños a la imagen institucional objetivos de calidad, seguridad y medio ambiente.

4 Department Of Defense (1977). Military Standard MIL-STD-1629A.

4.2.2 FUNCIONES

El análisis de RCM comienza con la redacción de las funciones deseadas. Por ejemplo, la función de una bomba de combustible es bombear 1 L/h de combustible a una presión de 8 PSI Sin embargo, la bomba puede tener otras funciones secundarias y/o funciones de seguridad. En un análisis de RCM, todas las funciones deseadas deben ser listadas.

4.2.3 FALLAS FUNCIONALES O ESTADOS DE FALLA

Las fallas funcionales o estados de falla identifican todos los estados indeseables del sistema. Es también considerada como la anti-función y debe ser detallada al igual que la función del sistema.

4.2.4 MODOS DE FALLA

Un modo de falla es una posible causa por la cual un equipo puede llegar a un estado de falla. Cada falla funcional suele tener más de un modo de falla. Todos los modos de falla asociados a cada falla funcional deben ser identificados durante el análisis de RCM.

4.2.5 LOS EFECTOS DE FALLA

Para cada modo de falla deben indicarse los efectos de falla asociados. Los efectos de falla deben indicar claramente cuál es la importancia que tendría la falla en caso de producirse.

4.2.6 CATEGORÍA DE CONSECUENCIAS

La falla de un equipo puede afectar a sus usuarios en distintas formas⁵:

- Poniendo en riesgo la seguridad de las personas ("consecuencias de seguridad")
- Afectando al medio ambiente ("consecuencias de medio ambiente")

⁵ Manual de confiabilidad FAC, 2013.

- Incrementando los costos o reduciendo el beneficio económico de la empresa ("consecuencias operacionales")
- Ninguna de las anteriores ("consecuencias no operacionales")

4.2.7 FALLAS OCULTAS

Los equipos suelen tener dispositivos de protección, es decir, dispositivos cuya función principal es la de reducir las consecuencias de otras fallas (fusibles, detectores de humo, dispositivos de detención por sobre velocidad / temperatura / presión, etc.). Estos fallos no se evidentes aun cuando este bajo condiciones de operación normal, por consiguiente una cadena de fallos lograría descubrir este daño y sería catastrófico.

4.2.8 DISTINTOS TIPOS DE MANTENIMIENTO.

Tradicionalmente, se consideraba que existían tres tipos de mantenimiento distintos: predictivo, preventivo, y correctivo. Sin embargo, existen cuatro tipos de mantenimiento distintos:

- Mantenimiento predictivo, también llamado mantenimiento a condición.
- Mantenimiento preventivo, que puede ser de dos tipos: sustitución o reacondicionamiento cíclico.
- Mantenimiento correctivo, también llamado trabajo a la falla.
- Mantenimiento detectivo o búsqueda de fallas".

4.2.9 EL MANTENIMIENTO PREDICTIVO O A CONDICIÓN

El mantenimiento predictivo o mantenimiento a condición consiste en la búsqueda de indicios o síntomas que permitan identificar una falla antes de que ocurra. Por ejemplo, la inspección visual del grado de desgaste de un neumático es una tarea de mantenimiento predictivo, dado que permite identificar el proceso de falla antes de que la falla funcional ocurra. Estas tareas incluyen: inspecciones (ej. inspección visual del grado de desgaste), monitoreo (ej. vibraciones, ultrasonido), chequeos (ej. nivel de aceite).

4.2.10 EL MANTENIMIENTO PREVENTIVO (SUSTITUCIÓN O REACONDICIONAMIENTO CÍCLICO)

El mantenimiento preventivo se refiere a aquellas tareas de sustitución o re trabajo hechas a intervalos fijos independientemente del estado del elemento o componente. Estas tareas solo son válidas si existe un patrón de desgaste: es decir, si la probabilidad de falla aumenta rápidamente después de superada la vida útil del elemento.

4.2.11 EL MANTENIMIENTO CORRECTIVO O TRABAJO A LA ROTURA

Si se decide que no se hará ninguna tarea proactiva (predictiva o preventiva) para manejar una falla, sino que se reparara la misma una vez que ocurra, entonces el mantenimiento elegido es un mantenimiento correctivo. Este mantenimiento es indicado cuando el costo de la falla (directos indirectos) es menor que el costo de la prevención o cuando no puede hacerse ninguna tarea proactiva y no se justifica realizar un rediseño del equipo. Esta opción solo es válida en caso que la falla no tenga consecuencias sobre la seguridad o el medio ambiente. Caso contrario, es obligatorio hacer algo para reducir o eliminar las consecuencias de la falla.

4.2.12 PATRONES DE FALLA EN FUNCIÓN DEL TIEMPO

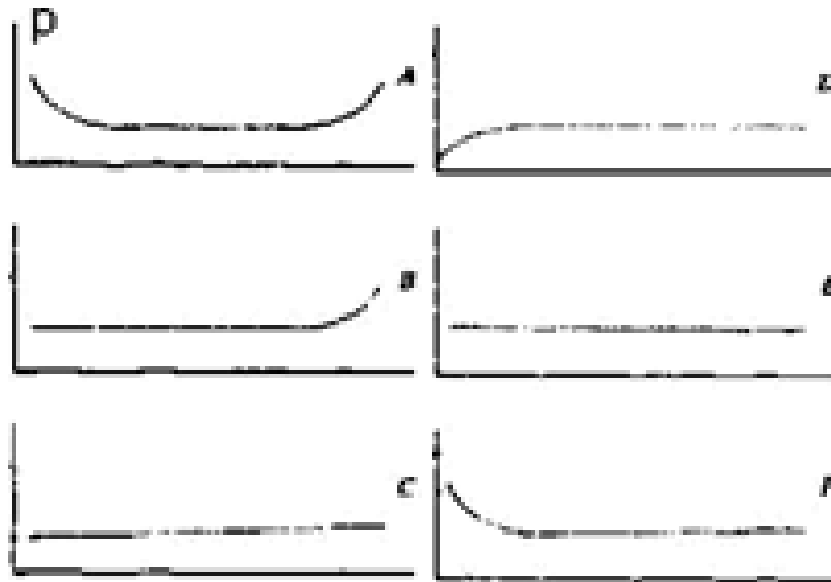
La filosofía de mantenimiento donde la relación entre la probabilidad de falla y el tiempo era bien simple: a medida que el equipo es más viejo, es más probable que falle. Sin embargo, estudios realizados en distintas industrias muestran que la relación entre la probabilidad de falla y el tiempo u horas de operación es mucho más compleja. No existen uno o dos patrones de falla, sino que existen seis patrones de falla distintos, como se muestra en la figura 1.

La figura muestra los seis patrones de falla, donde cada patrón representa la probabilidad de falla en función del tiempo:

- Un modo **A**, donde la falla tiene alta probabilidad de ocurrir al poco tiempo de su puesta en servicio (mortalidad infantil), y al superar una vida útil identificable.
- Modo **B**, o curva de desgaste.
- Modo **C**, donde se ve un continuo incremento en la probabilidad condicional de la falla.

- Modo **D**, un incremento en la probabilidad de la falla y posterior una estabilidad en la misma.
- Modo **E**, la probabilidad a lo largo del tiempo se mantiene.
- Modo **F**, con el tiempo la probabilidad de falla disminuye al inicio de la vida del componente y después se mantiene estable.

FIGURA 4. PATRONES DE FALLA



4.3 ANÁLISIS DE CAUSA RAÍZ -RCA

El Análisis Causa Raíz (RCA) es una metodología de confiabilidad que emplea un conjunto de técnicas o procesos, para identificar factores casuales de falla⁶. Es decir, el origen de un problema definido, relacionado con el personal, los procesos, las tecnologías, y la organización, con el objetivo de identificar actividades o acciones rentables que los eliminen. A continuación se dan los pasos para realizar un análisis de causa raíz y lograr un análisis efectivo.

Se debe tener en cuenta que el análisis se debe realizar con datos reales, información que este sustentada en informes o sistemas de información.

4.3.1 RECOPIACIÓN Y TRATAMIENTO DE DATOS

⁶ LATINO, R. (2004). Optimizing FMEA and RCA efforts. American Society for Healthcare Risk Management.

El análisis de un problema se inicia con la recopilación de datos de fallas de equipos y sus respectivos impactos asociados (en seguridad, ambiente, producción y costos de mantenimiento); con el objeto de jerarquizar las fallas mediante el empleo de histogramas que permitan realizar un tratamiento a los datos. Los datos a recopilar se deberán plasmar en la herramienta computacional disponible en la instalación. Los datos mínimos requeridos son:

- Nombres de la instalación y equipo(s) asociado(s) a la falla.
- Modo de falla
- Datos de fecha y hora de la falla
- Causas de la falla.
- Acciones correctivas.
- Costo de la reparación.
- Tiempo fuera de servicio.
- Impactos en la seguridad y en el ambiente.

Esta información se obtendrá de la revisión de:

- Manuales de aeronave
- Manuales de vuelo, mantenimiento, IPC etc...
- Condiciones en vuelo.
- Planes de Mantenimiento.
- Información específica sobre las fallas: causas inmediatas, estudios previos, fotos, análisis de falla, análisis de laboratorio, entre otros.

4.3.2 JERARQUIZACIÓN DE PROBLEMAS

El proceso de jerarquización requerirá determinar el impacto por cada modo de falla. Para calcularlo se suman los costos de reparación de cada falla y los costos de pérdida de oportunidad por la producción diferida; también se puede calcular multiplicando la frecuencia de fallas por la consecuencia de cada una de ellas. Se debe generar una lista jerarquizada de los problemas por Riesgo (posible impacto, compuesto por la suma de los aspectos de seguridad, ambiente, producción diferida y costos de mantenimiento). La selección de los problemas, a los cuales se aplicara el RCA, debe basarse en el orden de la lista jerarquizada. Se recomienda fijar un periodo para la frecuencia de fallas de cada familia y los riesgos cuantificables se darán en factor económico. Los no cuantificables, por ejemplo, la afectación al ambiente, se emitirá en forma cuantitativa.

Con una Diagrama de Pareto se debe determinar los modos de falla que sumen 80% de los impactos, en un periodo determinado, con el fin de enfocar los esfuerzos en estos. Deben aproximar 20% del total de los modos de falla, es decir, resolviendo 20% de fallas, se reducirá 80% del impacto. En el caso de la ocurrencia de eventos o fallas de impacto, la gerencia establecerá su prioridad dentro de la lista jerarquizada de problemas.

4.3.3 DEFINICIÓN DEL PROBLEMA

Se debe hacer una descripción breve, pero completa, del problema en estudio. Se recomienda describir todas las formas en las cuales se ha manifestado el problema como hechos reales, no como suposiciones de lo que pudiera ocurrir. Si es necesario, se debe elaborar un esquema como un diagrama o con cualquier apoyo grafico que permita a los investigadores entender todos los aspectos del mismo. Con el fin de identificar los factores que pudieron haber intervenido en la producción del problema definido, se recomienda realizar una sesión de lluvia de ideas por parte del personal que va a realizar el RCA. Definición del problema Estas sesiones pueden incluir una serie de preguntas sencillas que ayudarán a recopilar la información que el personal está buscando, por ejemplo⁷:

- ¿Cuál es el problema? (enunciado)
- ¿Cómo ocurrió el problema?
- ¿Dónde ocurrió el problema? Y ¿Dónde no ocurrió?
- ¿Qué condiciones se presentaron antes de que ocurrirá el problema?
- ¿Qué controles o protecciones pudieron prevenir que ocurriera el problema y no lo hicieron?
- ¿Cuál es el impacto del problema en Seguridad, Ambiente, Producción y Costos de Mantenimiento?

4.3.4 ANÁLISIS CAUSA-EFECTO

⁷ Brown, J. I. (1994). Root-Cause Analysis in Commercial Aircraft Final Assembly. Master's Abstracts International

El Análisis Causa Raíz se debe realizar mediante el método Causa-Efecto, debido a que se basa en el hecho de que un evento de falla siempre tiene una causa, y que está a su vez tiene otra causa, convirtiéndose la primera en efecto de la segunda. Dicho de otra manera, una causa siempre se convierte en efecto de otra causa, formándose de este modo una cadena de causas y efectos, que puede continuar hasta llegar a la causa fundamental del problema. Así como se evidencia en el árbol de falla un efecto puede llegar a tener más de una causa y así convertirse en un árbol lógico de fallas.

4.3.5 NIVELES DEL ANÁLISIS DE CAUSA RAÍZ

- Causas Raíces Físicas: Son las causas que provocan directamente el de los equipos, están relacionadas con fallas de componentes físicos del equipo o sustancias, como el lubricante, refrigerante o el combustible.
- Causas Raíces Humanas: Son el origen de las causas raíces físicas. Son ocasionadas por la intervención inapropiada del factor humano. Generalmente, se relacionan con: descuido, olvido o equivocación, es decir, errores u omisiones. Son los efectos de las causas raíces latentes.
- Causas Raíces Latentes: Son el origen de las causas raíces humanas. Tienen que ver directamente con el sistema organizacional o de administración. Se refiere a la no utilización de procedimientos, falla de programas, entre otras, que de no ser corregidos conducirán a la repetición del problema.

4.3.6 CONCLUSIONES Y ANÁLISIS

Por último se debe realizar un análisis de las acciones recomendadas mediante auditorias o evaluaciones periódicas para determinar si fue efectivo la solución propuesta. Las conclusiones se determinan mediante el árbol lógico donde las raíces latentes son las que se deben atacar como se muestra en la figura 2.

FIGURA 5. EJEMPLO RCA



4.4 ANÁLISIS DE MODOS DE FALLA, EFECTOS Y CRITICIDAD FMECA

El análisis FMECA es un método que producto de análisis conduce a determinar las fallas potenciales que afectan los componentes, calidad o procesos involucrados en un programa de mantenimiento; fundamenta su teoría de la recolección de datos, información y documentos que permitan realizar un análisis definido en varios ítems: Modo de falla, causa de la falla, criticidad de la falla, etc.

La diferencia entre el FMEA y FMECA radica en el análisis de criticidad que realiza en una cuantificación del evento dándole un Rankin de importancia a los modos de falla.

4.5 MARCO LEGAL

El marco legal está enfocado a cumplir la normatividad interna de la Fuerza Aérea Colombiana –FAC- que se consagra en el manual de mantenimiento FAC4-27. El objeto primordial de dicho Manual, es establecer la doctrina y las normas técnicas que guíen y estandaricen de forma objetiva y ordenada al personal aeronáutico (técnico-logístico) de la Fuerza Aérea Colombiana, en los diferentes aspectos que atañen e interviene directa e indirectamente en el mantenimiento aeronáutico y que impactan finalmente en la aeronavegabilidad, en la seguridad y en la confiabilidad de las aeronaves de la FAC.

La Fuerza Aérea dentro de sus procesos de confiabilidad tiene normas, mensajes técnicos y un manual de confiabilidad que serán las directrices que se tomaran en este proyecto (FAC4-1.3-0) el cual es emitido por la Jefatura de Operaciones Logísticas.

La norma para realizar modos de falla y la cual será la base para esta doctrina de confiabilidad será la MIL-STD-1629⁸, la cual provee normativas o direccionamientos para realizar análisis FMECA con criterios de la industria y que se acomodan al sector aeronáutico.

La Unidad Administrativa de Aeronáutica Civil tiene documentación relevante para programas de confiabilidad que se presentan en circulares informativas pero que serán tomados en cuenta únicamente como referente mas no como modelo a seguir así como los Reglamentos Aeronáutico de Colombia (RAC)⁹

⁸ Department Of Defense (1977). Military Standar MIL-STD-1629A

⁹ Ministerio de Transporte Nacional. UAEAC (2013). Reglamentos Aeronáuticos de Colombia

5. METODOLOGÍA

Durante el proceso metodológico de investigación se divide en 3 etapas para realizar el análisis, cada etapa se compone de un entregable o información relevante que da inicio de la siguiente etapa:

ETAPA 1. Durante el proceso de investigación se va a recolectar información concerniente a los eventos críticos de la aeronave, así como los informes de confiabilidad que se han emitido por parte de la Sección Confiabilidad del Grupo técnico de EMAVI, se va a realizar un análisis de la estadística que están reflejados en dichos informes para determinar si el ATA 32 está dentro de los sistemas críticos de la aeronave y que han sido factor determinante en la operación y disponibilidad de la flota. Adicional en el análisis de Pareto que se realiza se va a determinar si alguna aeronave en particular esta por fuera de la media de la flota. Se va a realizar un análisis del funcionamiento del sistema ATA 32 mediante la revisión de los manuales de operación, manuales de mantenimiento y manuales del fabricante evidenciando como se va a realizar el proceso de análisis, teniendo datos relevantes emitidos por el Grupo Técnico

ETAPA 2. Se va a retroalimentar la información analizada del componente se va a realizar un análisis de causa raíz mediante el método de árbol lógico de falla donde se busca identificar las posibles causas raíces del fallo. En este análisis se van a evidenciar las causas raíces físicas, causas raíces físicas y causas raíces latentes. Mediante un análisis de laboratorio se piensa determinar la calidad del cordón de soldadura, tipo de material del *Upper Link*, tipo de material de aporte y factores mecánicos que tenga el material. Así mismo se va a determinar los daños subsecuentes a los demás sistemas que son consecuencia del mantenimiento repetitivo hecho a este sistema. Teniendo clara la causa raíz y los daños asociados al sistema se puede determinar un nuevo análisis FMECA, teniendo clara la función del componente, los datos asociados a confiabilidad del sistema y los modos de falla (acorde al análisis de causa raíz y análisis de laboratorio) se procede a determinar la función principal, secundaria y de seguridad del componente para determinar sus funciones verdaderas. Posterior a esto se determina los fallos funcionales (anti-función) y sus posibles modo de fallos para dar inicio a los criterios de mantenimiento que se van a dar como recomendaciones al Grupo Técnico. Para dar complemento al análisis se va a realizar un Rankin de criticidad acorde a la operación de la aeronave donde se va a medir su nivel de ocurrencia y su nivel de criticidad acorde a la doctrina de la MIL-STD-1629. Como entregable se van a dar recomendaciones al Grupo Técnico para el mantenimiento y criterios asociados a los daños producidos con sus respectivas explicaciones.

ETAPA 3. Por último se pretende determinar un análisis de costos acorde al valor que actualmente le está costando a la Fuerza el mantenimiento de estos elementos, el costo del proceso de investigación y el costo que va a tener el nuevo proceso de mantenimiento, se va a tener en cuenta un balance de los costos y de los beneficios demostrando su utilidad y beneficio para la Fuerza.

6. DESARROLLO DEL PROYECTO.

6.1 ANÁLISIS DE INFORMES DE CONFIABILIDAD.

Para el inicio y verificación de indicadores de la Flota de aeronaves Calima T-90 se realiza el análisis con los informes de confiabilidad emitidos por la SECOA en los años 2014, 2015 y parte del año 2016. Los indicadores con cuales se mide la organización de mantenimiento son : Disponibilidad, confiabilidad de despacho, MTBF, MTBUR, Confiabilidad (R(t)) y MTTR que son calculados acorde a la información almacenada virtualmente en el sistema de gestión empresarial SAP y que son alimentados mediante ordenes de mantenimiento realizadas en las aeronaves donde se especifica el tiempo que demoran las reparaciones, costos de las mismas, tiempo de parada de la aeronave, estado de la aeronave (Parte de aeronaves), monte y desmonte virtual de los elementos y personal que participa en la operación.

La aeronave Calima T-90 dentro de la organización de operaciones es la flota que mensualmente más operaciones tiene, por esta razón su programa de mantenimiento se ve afectado. Desde su inicio de operaciones en el año 2012 hasta 2016 cuenta con 24 aeronaves, en el año 2012 se entregaron 02 aeronaves (FAC 2440 y FAC 2441), en el año 2013 se entregaron 09 aeronaves (FAC 2443, FAC 2444, FAC 2445, FAC 2446, FAC 2447, FAC 2448, FAC2449, FAC 2450, FAC 2451), en el año 2014 se entregaron 13 aeronaves (FAC 2452 al FAC 2464). Cabe resaltar que los datos que se tienen de confiabilidad de la Flota son a partir del año 2014 debido a que el programa de confiabilidad para esta flota se implementó a partir de este año. Cabe resaltar que las novedades presentadas son acorde a remociones no programadas y que afectaron la aeronavegabilidad continuada de la aeronave, existen cambios de estos elementos que no está referenciado en los libros de vuelo o en los registros históricos por esta razón no se tienen datos o informes para determinar el tiempo de reparación específico del componente

6.1.1 AÑO 2014

TABLA 1. INDICADORES DE CONFIABILIDAD AÑO 2014.

INDICADOR	abr-14		may-14		jun-14		jul-14		Ago-14		oct-14		nov-14		dic-14	
	LI M	T- 90	LI M	T- 90	LI M	T- 90	LI M	T- 90	LI M	T-90	LIM	T-90	LI M	T- 90	LIM	T- 90
Disponibilidad (D)	70% <	43,8 9%	70% <	42,2 7%	N/ R	N/ R	42% <	37,9 9%	42% <	47,4 0%	42% <<	88,5 0%	42% <<	90,00 %	42% <<	85,55 %
Confiabilidad de despacho	92% <	100 %	92% <	97,8 4%	N/ R	N/ R	72% <	97,8 4%	72% <	99,5 7%	72% <<	99,5 0%	72% <<	99,32 %	72% <<	100%
Tiempo medio entre fallas (MTBF)	2,2 8<<	6,19	2,2 8<<	4,41	N/ R	N/ R	3,9 1<<	6,87	3,9 1<<	3,27	3,91 <<	4,58	3,91 <<	3,5	3,91 <<	6,79
Tiempo medio entre remociones no programadas (MTBUR)	25% <	N/R	25% <	N/R	N/ R	N/ R	25% <	N/R	25% <	N/R	25% <	N/R	25% <	N/R	25% <	N/R
Confiabilidad (R(t))	50% <	62,6 0%	50% <	51,8 3%	N/ R	N/ R	49% <	65,5 9%	49% <	0,41 22	49% <<	54,1 6%	49% <<	43,60 %	49% <<	65,27 %
Tiempo medio para reparar (MTTR)	7,9 >>	6,24	7,9 >>	2,77	N/ R	N/ R	5,8 6>>	9,75	5,8 6>>	2,21	5,86 >>	2,93	5,86 >>	2,57	5,86 >>	25,85

Para el año 2014 se tenía una flota de 11 aeronaves que a lo largo del año fueron completando la totalidad de los aviones asignados, para el mes de agosto ya se contaba con el 100% de la flota operativa, es de resaltar que los promedios para este año sin tener en cuenta datos obtenidos en los meses de enero, febrero y marzo (No se tienen en base de datos), se muestra en los siguientes datos:

TABLA 2. PROMEDIO DE INDICADORES.

I N D I C A D O R	PROMEDIO
	FLOTA T-90
Disponibilidad (D)	71,07%
Confiabilidad de despacho	99,68%
Tiempo medio entre fallas (MTBF)	4,87
Tiempo medio entre remociones no programadas (MTBUR)	N/R
Confiabilidad (R(t))	53,37%
Tiempo medio para reparar (MTTR)	7,96

En los eventos asociados al daño por Upper link dentro de los informes están los siguientes eventos que afectaron significativamente los indicadores:

AGOSTO

Disponibilidad:

- FAC2440, registra una disponibilidad del cero por ciento, debido a que el veintisiete de mayo durante inspección se evidenció fisura en la Upper Link , está pendiente el apoyo de la fábrica de aviones para realizar el cambio de la Upper Link, la aeronave se encuentra paralizada en EMAVI.
- FAC2443, registra una disponibilidad del 25,8 %, debido a que la aeronave queda lista a partir del 25 de agosto por paralización por fisura de Upper Link desde el diecinueve de abril en el que se evidenció fisura en la Upper Link.
- FAC2447, registra una disponibilidad del cero por ciento, debido a que el veinte cuatro de junio durante inspección se evidenció fisura en la Upper Link, está pendiente el apoyo de la fábrica de aviones para realizar el cambio de la Upper Link, la aeronave se encuentra paralizada en EMAVI.

- FAC2450, registra una disponibilidad del 6,5 %, debido a que el 6 de julio durante inspección se evidenció fisura en la Upper Link, se realizó instalación de Upper Link y la aeronave queda operativa a partir del 30 de agosto de 2014.

MTBF:

- El equipo T90 bajo el MTBF, se presenta una alta mantenibilidad debido a las novedades encontradas en las bancadas y su tiempo de paralización por soporte logístico, proceso de producción y fallas de fábrica; los sistemas que más fallas presentan corresponde: fallas en tren de nariz, fisura de NLG, controles de vuelo por fallas en actitud de vuelo y falas de motor e indicación de parámetros de motor.

En el mes presentaron 65 fallas, 19 fallas más que el mes anterior, la aeronave voló 212,7 horas 21,6 horas menos que el mes anterior, las aeronaves que más afectaron el indicador fueron:

FAC 2445 la aeronave voló 30 horas y presento 2 fallas asociadas al sistema ATA 32 Upper Link.

FAC 2444 la aeronave voló 35, 23 horas y presento 3 fallas asociadas al sistema ATA 32 Upper Link).

Es de resaltar que las dos aeronaves que más volaron durante este mes Fueron las FAC 2444 y FAC 2445 y fueron las cuales sufrieron la mayor cantidad de eventos asociados al ATA 32.

Noviembre.

Durante el mes de Junio se presentó la novedad con la aeronave FAC 2457 la cual según el informe indica lo siguiente:

FAC2457, registra una disponibilidad del cero por ciento, debido que el veinte de junio durante inspección periódica se evidenció UPPER LEG LINK RH con rotura y la viga trasera plano derecho con de laminación. Lo cual fue considerado por la autoridad como un evento operacional de alto riesgo.

MTBF

Se presentaron 36 fallas, 8 fallas menos que el mes anterior, las aeronaves volaron 125,65 horas con 76,99 horas menos que el mes anterior, las aeronaves que más afectaron el indicador fueron:

- FAC 2456: La aeronave presento 01 fallas en 3,25 horas de vuelo, presenta novedad con el Upper Link LH, se realiza cambio del elemento y se pide reparación a la Fábrica de Aviones.
- FAC 2443: La aeronave presento 02 fallas en 8,25 horas de vuelo con el sistema Upper Link, se reemplazó y se solicitó reparación del sistema a la Fábrica de Aviones.

Aunque el equipo T90 en el mes de diciembre aumento el indicador de MTBF, en el año tuvo un comportamiento fluctuante por las fallas relacionadas con sistema de frenos, controles de vuelo, fisuras en llantas de tren de nariz, falla en bancadas, fallas en “*Upper link*” y “*Upper Leg Attachment*” estas fallas se presentaron porque en el 2014 se recibieron 13 aeronaves y desde el mes de enero de 2014 se tenía un alistamiento de las aeronaves T-90 de 33 %, presentándose novedades de mortalidad infantil por salir de fábrica y ser las primeras aeronaves en vuelo, a lo largo del año con las actividades de mantenimiento realizadas y las modificaciones de diseño por parte de la fábrica se tuvo mejoras continuas logrando un MTBF de 6,78 en el mes de diciembre, al cual es el más alto de los anteriores meses.

Se presentaron 26 fallas, 10 fallas menos que el mes anterior, las aeronaves volaron 176,74 horas con 24,46 horas más que el mes anterior, las aeronaves que más bajo afectaron el indicador fueron:

- FAC 2461: La aeronave con 5,8 horas de vuelo presento 01 falla en el Upper Link RH, se cambia y se envía a reparación a la Fábrica de Aviones.

En el análisis realizado durante este año se evidencia adicional un aumento significativo en los eventos asociados al sistema de frenos (Sistema Hidráulico) en las mismas aeronaves que han presentado cambios en el sistema Upper Link. También se realiza un análisis en cuanto al sistema de almacenamiento de datos y se evidencia una falencia en cuanto al diligenciamiento y obtención de datos reales, puesto que los tiempos de reparación de los Upper Link se ajustan al cambio en la aeronave y no se realiza un seguimiento del tiempo de reparación de los mismos.

6.1.2 AÑO 2015

Para el año 2015 se tienen un alto índice de eventos asociados al sistema ATA 32, aun cuando la flota para este año ya estaba con 24 aeronaves operativas y el escalonamiento de las aeronaves hicieron que al final del año tuvieran una reducción en los MTBF, así como los MTTR debido a que se tenía un alto stock de componentes los cuales hacían fácil el cambio y el bajo tiempo de reparación.

TABLA 3. INDICADORES DE CONFIABILIDAD AÑO 2015.

INDICADOR	ene-15		feb-15		mar-15		abr-15		may-15		jun-15		ago-15		sep-15		oct-15		nov-15		dic-15	
	LIM	T-90	LIM	T-90	LIM	T-90	LIM	T-90	LIM	T-90	LIM	T-90	LIM	T-90	LIM	T-90	LIM	T-90	LIM	T-90	LIM	T-90
Disponibilidad (D)	42% <<<	85,5 5%	42% <<	88,3 5%	42% <<	87,9 0%	42% <	90,4 %	42% <	89,6 5%	42% <<	98,7 5%	42% <	98,7 5%	42% <	98,6 1%	42% <	94,2 0%	42% <<	92,2 0%	42% <<	98,5 2%
Confiabilidad de despacho	72% <<<	100 %	72% <<	100 %	72% <<	100 %	72% <	10 0%	72% <	99,4 5%	72% <<	100 %	72% <	99,3 5%	72% <	100 %	72% <	100 %	72% <<	100 %	72% <<	100 %
Tiempo medio entre fallas (MTBF)	3,91 <<<	8,03	3,91 <<	4,72	3,91 <<	4,1	3,91 <<	5,89	3,91 <<	4,38	3,91 <<	5,16	3,91 <<	5,74	3,91 <<	17,57	3,91 <<	7,5	3,91 <<	5,37	3,91 <<	13,64
Tiempo medio entre remociones no programadas (MTBUR)	25 <<	N/R	25 <	N/R	25 <	N/R	25 <	N/R	25 <	N/R	25 <	N/R	25 <	N/R	25 <	N/R	25 <	153,07	25 <	153,07	25 <	-
Confiabilidad (R(t))	49% <<<	69,6 9%	49% <<	54,1 4%	49% <<	49,3 3%	49% <	61,11 %	49% <	51,0 1%	49% <<	57,0 0%	49% <	60,3 7%	49% <	79,3 6%	49% <	67,9 0%	49% <<	58,2 5%	49% <<	80,8 5%
Tiempo medio para reparar (MTTR)	5,86 >>>	3,93	5,86 >>>	N/R	5,86 >>>	10,67	5,86 >>>	14,36	5,86 >>>	9,07	5,86 >>>	4,92	5,86 >>>	4,73	5,86 >>>	23,2	5,86 >>>	6,19	5,86 >>>	12,67	5,86 >>>	3,09

TABLA 4. PROMEDIO INDICADORES DE CONFIABILIDAD 2014 Y 2015.

INDICADOR	PROMEDIO 2014	PROMEDIO 2015
	FLOTA T-90	FLOTA T-90
Disponibilidad (D)	92,99%	71,07%
Confiabilidad de despacho	99,89%	99,68%
Tiempo medio entre fallas (MTBF)	7,46	4,87
Tiempo medio entre remociones no programadas (MTBUR)	101,07	N/R
Confiabilidad (R(t))	62,64%	53,37%
Tiempo medio para reparar (MTTR)	9,28	7,96

El indicador de disponibilidad se vio afectado en el año 2015 debido al aumento de la flota y los eventos asociados a los cambios de Upper Link y modernización de aeronaves en CAMAN, este factor vio afectado también la confiabilidad de las aeronaves la cual se redujo en casi 10 puntos porcentuales, la compra de Upper Link para tener en stock y la paralización de aeronaves contribuyeron que las reparaciones fueran rápidas y se redujeran los costos. Adicional dentro del año 2015 no se realizaron registros de los tiempos medios entre remociones no programadas.

ABRIL

MTBF: En el mes de enero se evidenciaron fallas en relación al sistema Upper Link.

FAC2443, esta aeronave obtuvo en el mes un MTBF de 3,14 horas, se presentaron seis fallas correspondientes a 5 fallas de frenos de la aeronave y una abolladura de Upper link LH.

MAYO

Confiabilidad

La confiabilidad del equipo T-90 es del 51,01 % el indicador del equipo bajo un 10 % con respecto al mes pasado, en el mes de mayo de 2015 obtuvo un total de 180,96 horas voladas con 42 fallas. Se está realizando el seguimiento de las fallas de las llantas NLG de este equipo y de Upper Link.

MTBF

FAC2450, esta aeronave obtuvo en el mes un MTBF de 1,48 horas, se presentó cuatro fallas en 5,91 horas de vuelo, estas fallas fueron relacionadas con controles de la planta de potencia, indicación de amperímetro y cambio de “trim” elevador.

FAC2464, esta aeronave obtuvo en el mes un MTBF de 1,55 horas, se presentó dos fallas en 3,1 horas de vuelo, esta falla se presentó por un reporte de ruido extraño al aterrizar, se corrigió con cambio de rodamientos y lubricación del tren de aterrizaje, el otro fue cambio de Upper Link LH por fisura se envía a la Fábrica de aviones a reparación.

SEPTIEMBRE

MTBF

FAC2456, esta aeronave presentó en el mes un MTBF de 2:03 horas, presentó una falla correspondiente a 02 fallas de cambio de Upper Link por fisura, se envió a reparar a la Fábrica de Aviones.

MTTR

El equipo T-90 tuvo un comportamiento del indicador de 23,2 horas en el mes de septiembre, éste indicador se encuentra en este mes fuera de los límites establecidos debido al aumento 13 horas con respecto al mes anterior.

6.1.3 AÑO 2016

Para el año 2016 se tiene como referencia los datos de dos años anteriores y los informes de confiabilidad que se emitieron en el año 2014 realizando el análisis de Weibull y de Pareto de la flota T-90. Para este año se tiene una reducción de las horas de vuelo en la Fuerza Aérea aun cuando para la parte de instrucción y entrenamiento no fueron reducidas, el mejoramiento en los planes de mantenimiento, escalamiento de aeronaves y planeación de operaciones mejoró considerablemente algunos de los indicadores de Confiabilidad del año 2016.

TABLA 5. INDICADORES DE CONFIABILIDAD AÑO 2016 (ENERO-ABRIL)

INDICADOR	ene-16		feb-16		mar-16		abr-16	
	LIM	T-90	LIM	T-90	LIM	T-90	LIM	T-90
Disponibilidad (D)	42%<<	98,79%	42%<<	90,23%	42%<<	93,55%	42%<<	91,81%
Confiabilidad de despacho	72%<<	100%	72%<<	99,17%	72%<<	99,12%	72%<<	97,92%
Tiempo medio entre fallas (MTBF)	3,91<<	10,39	3,91<<	6,11	3,91<<	6,4	3,91<<	5,32
Tiempo medio entre remociones no programadas (MTBUR)	25<<	-	25<<	-	25<<	-	25<<	-
Confiabilidad (R(t))	49%<<	75,66%	49%<<	62,24%	49%<<	63,55%	49%<<	57,38%
Tiempo medio para reparar (MTTR)	5,86>>	6,9	5,86>>	10,72	5,86>>	11,48	5,86>>	6,48

TABLA 6. PROMEDIO INDICADORES CONFIABILIDAD.

INDICADOR	PROMEDIO 2014	PROMEDIO 2015	PROMEDIO 2016
	FLOTA T-90	FLOTA T-90	FLOTA T-90
Disponibilidad (D)	71,07%	92,99%	93,60%
Confiabilidad de despacho	99,68%	99,89%	99,05%
Tiempo medio entre fallas (MTBF)	4,87	7,46	7,06
Tiempo medio entre remociones no programadas (MTBUR)	N/R	101,07	N/R
Confiabilidad (R(t))	53,37%	62,64%	64,71%
Tiempo medio para reparar (MTTR)	7,96	9,28	8,90

La confiabilidad del equipo T-90 es de 64,71 % el indicador mantiene estable con respecto al mes anterior se espera este año 2016 mantener un alto porcentaje en el equipo, en el mes de enero de 2016 obtuvo un total de horas 301,2 voladas con 29 fallas.

ENERO

Confiabilidad

Las aeronaves del equipo T-90 que estuvieron por debajo del límite establecido fueron las siguientes:

La baja confiabilidad de las siguientes aeronaves también se debe a que en el mes volaron pocas horas con solo una falla en cada aeronave, lo cual afecta la confiabilidad de cada aeronave y del equipo, de igual forma debido a la gran cantidad de aeronaves y su programación no se vuelan con regularidad.

FAC2445, ésta aeronave presentó una confiabilidad de 32,44 % donde ocurrieron cinco fallas en 12,88 horas de vuelo relacionadas con: dos fallas de magnetos, falla indicación de amperímetro, cambio de 02 Upper Link por fisura y envío a la Fábrica de aviones para reparación.

MTBF

En lo que corresponde a las fallas repetitivas, en el T-90 disminuyó con respecto al 2014, sin embargo se siguen presentando fallas las cuales son críticas para la operación, este tema se trató con CIAC y se tiene un plan de trabajo para esta falla repetitiva en este equipo en el 2016.

FEBRERO

El equipo T-90, presenta un MTBF de 06,11 horas, el indicador se encuentra por encima del límite permitido, el indicador con respecto al mes anterior se redujo en 4 horas, debido a la disminución de horas pero con aumento de 44 fallas en 269,12 horas.

FAC2464, ésta aeronave obtuvo en el mes un MTBF de 0,70 horas, se presentó cuatro fallas en 2,81 horas de vuelo, las cuales fueron las siguientes: 02 fallas de frenos no efectivos, 01 falla motor no enciende, y cambio de 01 Upper Link.

6.2 EVENTOS DE SEGURIDAD OPERACIONAL.

Dentro de la organización de mantenimiento se tiene contemplado el análisis de eventos asociados a la seguridad operacional, los cuales son llamados

6.2.1 AÑO 2014

Durante el año 2014 se iniciaron los eventos asociados a inspecciones realizadas a los Upper Link, donde se empezó a evidenciar un incremento en la rotación dimensionados elementos debido a que las inspecciones evidenciaron una falla en el cordón de soldadura posterior a los 150 aterrizajes para los cuales estaba diseñado inicialmente según el manual de mantenimiento de la aeronave Calima T-90 como lo mostraron las estadísticas.

A finales del año se presentó el evento de seguridad operacional que marco la importancia de los daños presentados en el sistema, debido a que durante una inspección de rutina posterior a un vuelo que presento "*Hard Landing*" se evidencio la rotura total del Upper Link por el cordón de soldadura, aparentemente la carga soportada fue tan alta que se transfirió a la viga del plano y esta sufrió un daño la cual condena la viga y posiblemente la aeronave.

6.2.2 AÑO 2015

En este lapso de tiempo se presentaron eventos de seguridad algunos relacionados con el sistema de trenes y de frenos, la estadística demostró un inicio de eventos asociados con el sistema de frenos en cuales las aeronaves presentaron frenos largos lo cual en 3 ocasiones desencadeno salida de pista de los T-90.

Los eventos críticos presentados a lo largo de este año estuvieron asociados principalmente a cambio de Upper Link por indicación en el cordón de soldadura, ninguna aeronave presento algún evento significativo, debido a las medidas que se tomaron en las inspecciones, desde el punto de vista económico y operativo no fue tan favorable debido a la reducción de disponibilidad de la flota debido al aumento de inspecciones pasando de 150 aterrizajes a 50 y el aumento de costos por la compra de elementos para tener en "Stock" tener así consumibles de alta rotación.

6.2.3 AÑO 2016

Durante el año 2016 no se han presentado eventos significativos asociados al sistema ATA 32 por esta razón no se ha de tener en cuenta para la investigación.

6.3 COMPARACION DE INDICADORES

FIGURA 6. ANALISIS DE PARETO POR SISTEMAS DEL AÑO 2014 AL 2016

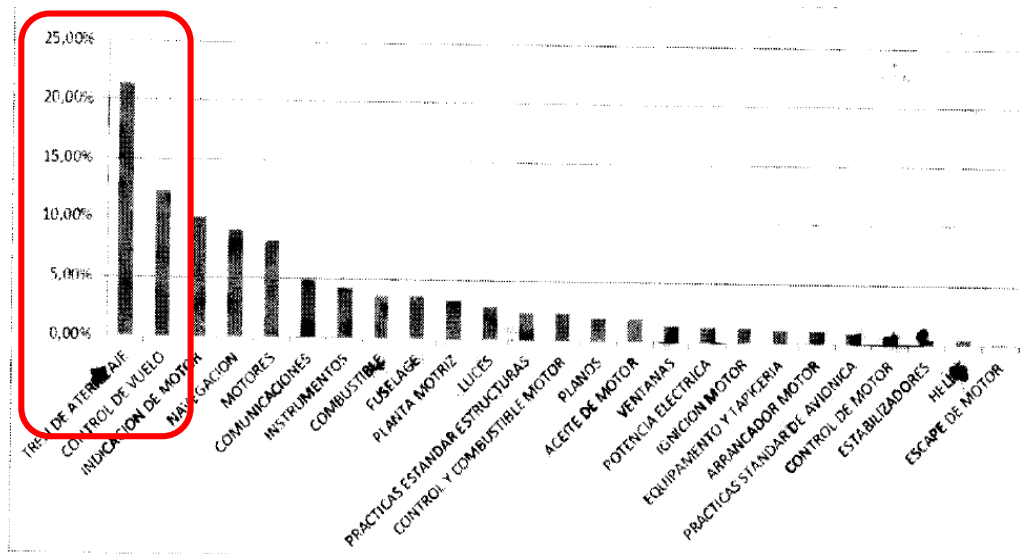


TABLA 7. DISPONIBILIDAD DE LA FLOTA T-90 ABRIL-14 A ABRIL 2016

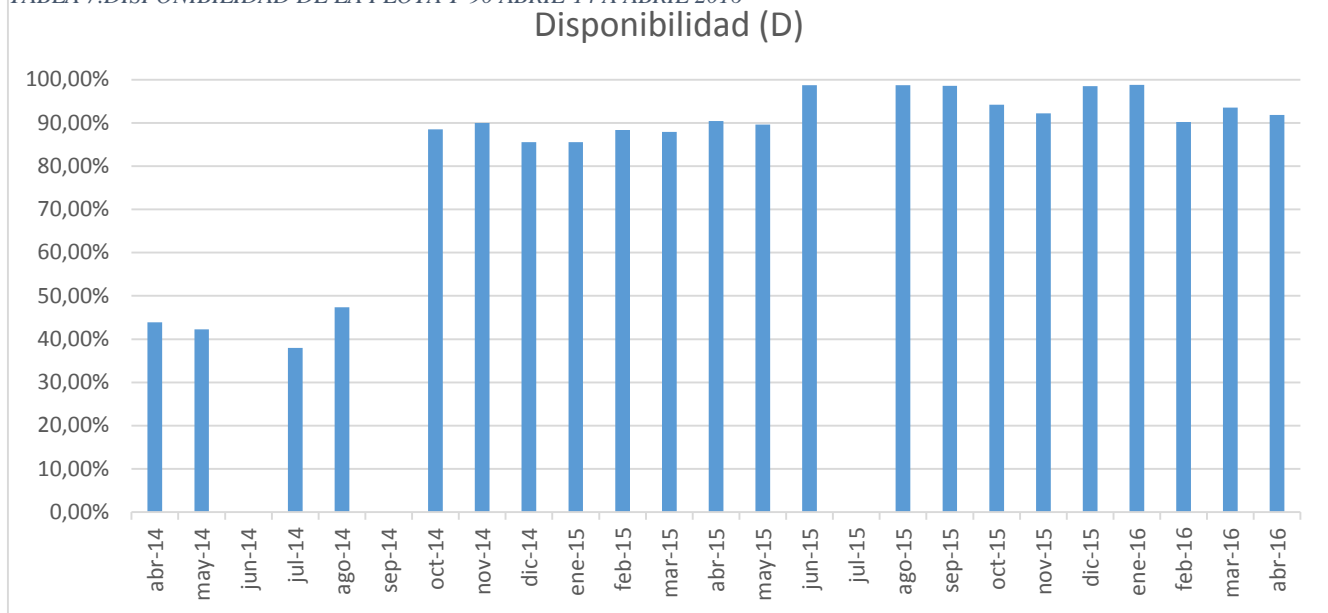


TABLA 8. CONFIABILIDAD DE LA FLOTA T-90 DE ABRIL

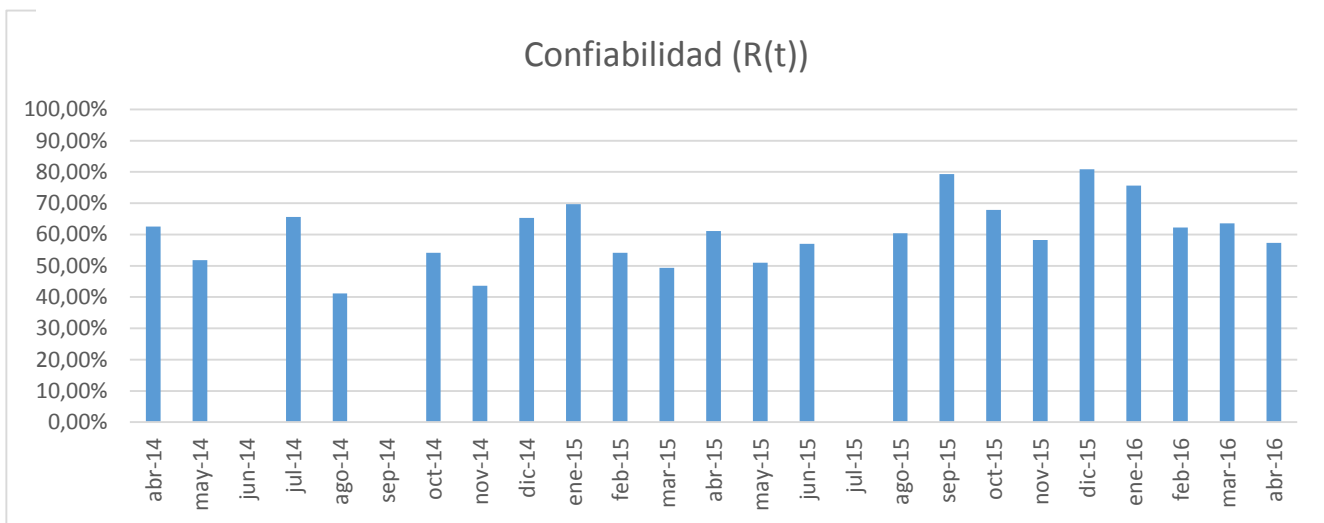
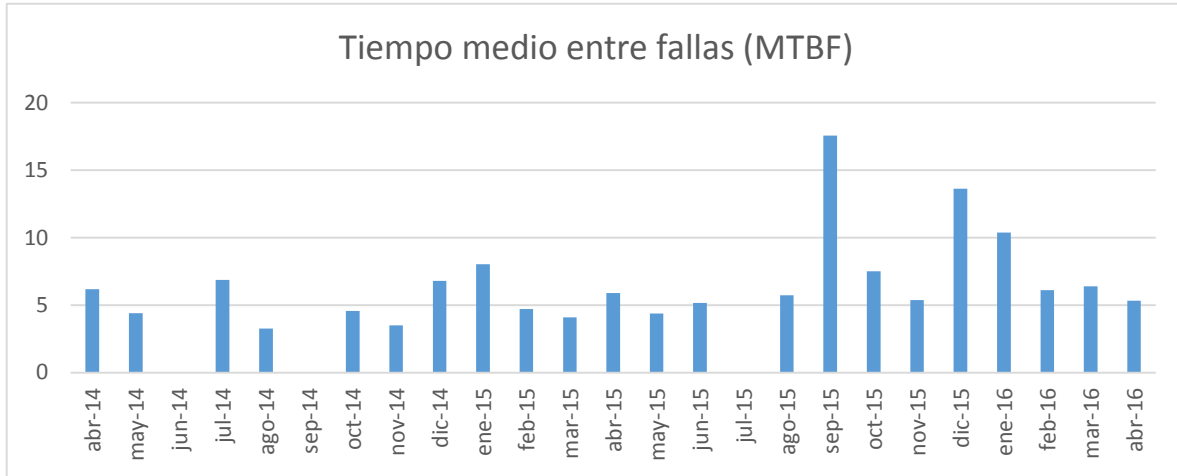


TABLA 9 TIEMPO MEDIO ENTRE FALLAS FLOTA T-90 ABRIL-14 A ABRIL-16.

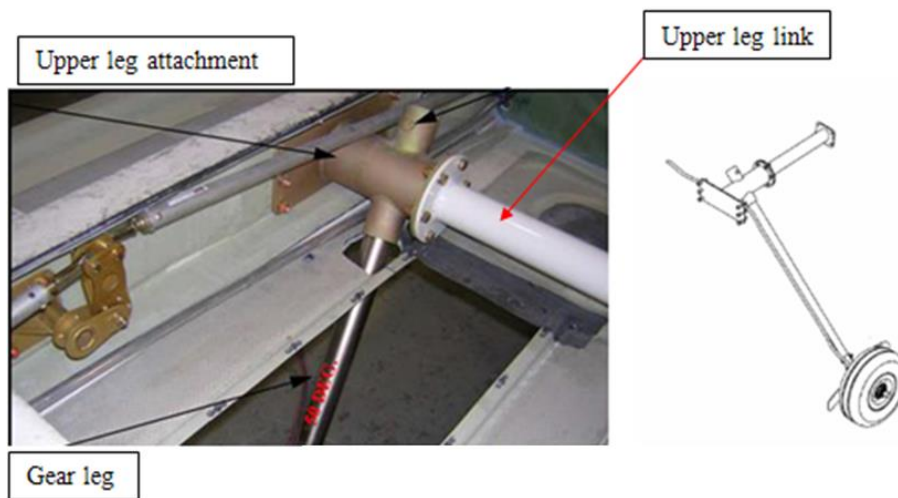


6.4 FUNCIONAMIENTO DEL SISTEMA ATA 32 EN LA AERONAVE CALIMA T-90

Dentro de la organización de mantenimiento hecha a nivel mundial por la Agencia Transporte Aéreo (ATA por sus siglas en inglés) se otorgaron números a los sistemas de la aeronave para su fácil identificación y determinar los ítems a reparar.

Para el caso de los trenes de aterrizaje principales se otorgó el ATA 32 el cual determina el conjunto en la aeronave. Para la aeronave Calima T-90 el sistema de trenes principales se compone de un Upper Link, Upper Attach, Gear Leg, conjunto de llanta-rin.

FIGURA 7. SISTEMA UPPER LINK.



. FUENTE: MANUAL DE MANTENIMIENTO FAC T-90.

El ensamble de los elementos se hace sobre las vigas principal y trasera donde se soportan el Upper Attach y el Upper Link respectivamente. El *Gear Leg* se ubica en un “*Housing*” que se tienen en el *Upper Attach* y se sostiene al mismo con un perno y un “empaqué” que esta soportado en la parte superior. El conjunto de llanta y rin esta unidos a un elemento llamado *Axel Mount*.

Las fuerzas soportadas por el sistema Upper Link se dan en los tres ejes debido a las cargas soportadas en el tren, la trasferencia de cargas se hace a través del *Upper Attach*, y estas se transfieren a la viga principal la cual soporta la mayoría y otra porción al Upper Leg. La parte del sistema de Upper esta sujete entre si y a las vigas de la aeronave por pernos de $\frac{1}{2}''^{10}$.

El tren de aterrizaje es un tren fijo es decir no tiene sistema hidráulico o mecánico que realice el movimiento o ayude a soportar las cargas sufridas durante el despegue o aterrizaje de la aeronave, por esta razón toda la carga es soportada por los elementos mencionados anteriormente.

6.5 PROGRAMA DE MANTENIMIENTO PARA EL SISTEMA ATA 32

Dentro de las tareas asociadas al ATA 32 no se tiene un programa establecido de procedimientos técnicos para la inspección del sistema Upper Link y Upper Attach, el manual de procedimientos de mantenimiento especifica simplemente inspección visual al sistema Upper Link. Mediante el Boletín Técnico 1T-90-502 se ordena

¹⁰ CATALOGO ILUSTRADO DE PARTES. CALIMA T-90. FAC. FUERZA AEREA COLOMBIANA.

inspección a mediante NDT a los Upper Link y Upper Attach cada 150 aterrizajes mediante partículas magnéticas aunque no especifica la reparación del mismo en caso de encontrar no conformidades. El procedimiento para la inspección se resume en los siguientes pasos:

- Desinstalación del sistema hidráulico de frenos
- Poner el avión gatos y retirar el Gear Leg.
- Retirar los pernos y arandelas.
- Retirar el Upper Link y Upper Attach.
- Realizar inspección visual e identificar corrosión o fractura del material.
- Realizar inspección NDT e identificar fracturas y no conformidades.
- Realizar cambio del Upper Link y/o Upper Attach según indicación.
- Instalar sistema hidráulico de frenos.
- Instalar Gear Leg y bajar de los gatos la aeronave.

Dentro de los trabajos realizados en una inspección de 150 aterrizajes se realiza una inspección del sistema Upper el cual si presenta indicación como en la figura 7 se envían a la Fábrica de Aviones en CAMAN para realizar una nueva inspección y realizar la reparación del mismo, no se tiene un estimado de tiempo de reparación y la medición de MTTR se realiza con respecto al cambio del elemento.

FIGURA 8. INDICACION DE FALLA MEDIANTE NDT.



Para la reparación del sistema Upper Link se realiza un procedimiento que no está escrito en ningún documento pero mediante una práctica estándar realizada en el año 2014 creada por la sección ingeniería de la Fábrica de Aviones ¹¹en el cual se entregó un procedimiento para la reparación de los mismos.

Con este boletín técnico se logró solventar parcialmente la rotación de elementos, pero no se tuvo en cuenta que su rotación continua y falta de material en stock hicieron que los elementos reparados retornaran a reparación nuevamente pero con el agravante que no se tenía un histórico de los elementos reparados, al retornar los elementos por segunda y tercera vez no se tenía un histórico de reparación por esta razón se ordenó al operador de la aeronave colocar serie número a cada Upper Link y Upper Attach para empezar a llevar un registro del número de reparaciones y la rotación del mismo.

Posterior a los eventos de reparación se evidencio que era necesario realizar un alivio de tensiones que no había sido contemplado en el proceso de mantenimiento. Posterior a definir totalmente el proceso de mantenimiento se presentó una nueva consecuencia de las reparaciones, el material por el cual estaba hecho el elemento no se podía reparar más de 2 veces en cuanto al procedimiento de estándar, por esta razón el número de bajas realizadas a los Upper Link se incrementaron y se aumentó la compra de elementos en Stock.

6.6 ANALISIS DE CAUSA RAIZ

El componente dentro de sus fallas presentadas tiene un patrón o modo de falla común el cual es una grieta en el cordón de soldadura como se muestra en la figura 7, este modo de fallo es repetitivo en los análisis NDI que se han realizado a los Upper Link, el daño se ha presentado por ciclos menores o iguales a 150,

Teniendo en cuenta lo anterior definimos el problema:

Fallo estructural de Upper Link que se ha presentado en la Flota de Aeronaves Calima T-90 durante los últimos 3 años debido a indicaciones presentadas en el cordón de soldadura evidenciadas en los resultados de pruebas NDT en la inspección programada de 150 aterrizajes.

Para el análisis de causa raíz se va a realizar mediante el método de árbol de falla el cual como se explicó en el marco teórico tiene tres niveles: Causas raíces físicas, Causas raíces humanas y Causas raíces latentes.

¹¹ BT 1T-90-602/REV-1. Fuerza Aérea Colombiana. Biblioteca Técnica de JOL.

DEFINICION DEL PROBLEMA: FALLO ESTRUCTURAL DE UPPER LINK PRESENTADO EN LA FLOTA DE AERONAVES CALIMA T-90 DURANTE LOS ULTIMOS 3 AÑOS.

1. ¿PORQUE?:

- FISURA PRESENTADA EN EL CORDON DE SOLDADURA EVIDENCIADA EN LAS PRUEBAS NDT REALIZADA EN LA INSPECCION PROGRADA DE 150 ATERRIZAJES.

2. ¿PORQUE?

- SOBRE ESFUERZO REALIZADO SOBRE EL CORDON DE SOLDADURA MEDIANTE UN ESFUERZO CORTANTE O DE FLEXION.
- PROCEDIMIENTO DE SOLDADURA REALIZADO (MATERIAL DE APORTE DIFERENTE, METODO DE SOLDADURA, ESPECIFICACIONES TECNICAS-MECANICAS DEL UPPER LINK DIFERENTES A LAS REALES)
- EXCESO DE CORROSION QUE HA HECHO PERDER LAS PROPIEDADES MECANICAS.
- DISEÑO DEL COMPONENTE.
- MAL ALMACENAJE DEL COMPONENTE EL CUAL HA CAUSADO GOLPES, PERDIDA DE PROPIEDADES, CONDICIONES ATMOSFERICAS QUE DETERIORAN EL MATERIAL BASE.

A partir de las hipótesis físicas analizadas se va a iniciar un descarte de cada una de ellas para continuar con la ruta de análisis.

Dentro de la cadena logística se realizó una visita al almacén aeronáutico donde se almacenan los componentes de la aeronave Calima T-90, se evidencio que el almacén cumple con requisitos mínimos para el almacenaje de elementos, dentro de la organización de los Upper Link en el almacén se observa que está en un lugar donde no presenta humedad o líquidos que estén en contacto con el elemento, así mismo se evidencia que están en un stand exclusivo para ellos y que al momento de ser recibidos no presentan evidencia de daños o desperfectos causados por el transporte. Con lo anteriormente mencionado descartamos la primera hipótesis (MAL ALMACENAJE DEL COMPONENTE EL CUAL HA CAUSADO GOLPES, PERDIDA DE PROPIEDADES, CONDICIONES ATMOSFERICAS QUE DETERIORAN EL MATERIAL BASE).

La segunda hipótesis descartada fue del diseño del componente, pues el diseño original de la aeronave está calculada para este componente y una modificación al mismo sería un cambio radical y que tendría consecuencias para la integridad estructural debido a que el Upper Link cumple funciones de componente fusible, es

decir que al momento de un esfuerzo alto por un “Hard Landing” el elemento rompería para no transferir cargas hacia la viga principal y afectarla.

La tercera hipótesis que se descarto fue la de corrosión en el elemento, dentro de cada inspección de los elementos se contempla realizar una inspección con un baroscopio para evidencia corrosión al interior del tubo y en la parte exterior no presenta evidencias de corrosión, también se demostró cómo me menciono anteriormente en el almacenaje no está expuesto a entornos de alta humedad o que provoquen corrosión y dentro de la aeronave no hay ambiente húmedo y las condiciones de vuelo no presentan un efecto sobre el elemento.

La cuarta hipótesis que se descarto fue un sobre esfuerzo en el elemento debido a que los “*Hard Landing*” reportados en los libros de vuelo no reportaron rotura en la inspección post-vuelo ni se evidenciaron fracturas en el análisis NDT, aun cuando el manual de mantenimiento ordena cambiar los *Upper Link* y *Upper Attach* después de un evento de estos.

La última hipótesis planteada es la cercana para continuar con el proceso de análisis, debido a que el proceso de soldadura, material en el cual está hecho el elemento, la casa fabricante no envía el “*Data Sheet*” donde se evidencie datos o elementos técnicos por los cuales se determinen prácticas para mantenimiento o identificación de propiedades mecánicas. No se tiene claro el proceso de mantenimiento cuando se presentan fisuras ni se tiene un análisis FMECA para este sistema. En el análisis de Pareto evidencio que los eventos asociados a Upper Link (Tren de aterrizaje) son los que representan el más alto porcentaje de daños.

Se inicia así el segundo nivel de análisis de causa raíz ya teniendo identificada la causa raíz física procedemos a identificar la causa raíz humana, se espera identificar errores o intervenciones inapropiadas por parte del personal.

3. ¿PORQUE?

- MATERIAL DE APORTE Y MATERIAL BASE NO SON LOS ADECUADOS.
- PROCESO DE APLICACIÓN DE SOLDADURA NO ES SEGUIDO POR EL PERSONAL.
- EL PERSONAL QUE REALIZA EL PROCEDIMIENTO NO TIENE EL NIVEL DE PERICIA O NIVEL DE EXPERIENCIA REQUERIDO.
- EL EQUIPO DE SOLDADURA NO ESTA EN CONDICION SERVICIABLE.

Para el análisis de este segundo nivel se descarta la primera hipótesis debido a que el material base en el cual están hechos los *Upper Link* fueron comprobados por la

casa fabricante y por un análisis de laboratorio realizado para comprobar el material, el cual fue comprobado como Acero 4130 Cromo-Molibdeno, un material que es usado frecuentemente en fabricación de componentes aeronáuticos. El material de aporte para el proceso de soldadura también es el indicado para ese tipo de cerro (AMS 6457) y procedimientos establecidos por el taller, así se descarta esta hipótesis.

Se realiza una inspección al personal del taller de soldadura para verificar la situación del personal que va a realizar el proceso de soldadura dentro de lo que se encontró lo siguiente:

- Personal que trabaja en el taller posee certificación de soldadores aeronáuticos.
- El personal del taller **no** posee más de 10 años de experiencia en soldadura aeronáutica.
- El personal **no** posee nivel de pericia de 5D y 7D que en el ranking de nivel de pericia son los más altos¹².
- El personal aun cuando no conocen el procedimiento de soldadura su nivel empírico les ha permitido hacer un muy buen procedimiento.

Por las razones anteriormente mencionadas se descarta la hipótesis.

Durante la misma inspección el equipo de soldadura fue verificado y no presento novedades, posee tarjeta amarilla (Tarjeta servicable) y no ha presentado novedades en el voltaje o amperaje por esta razón también descarta esta hipótesis.

La última hipótesis es la más viable y la más real, debido a que se evidencio como anteriormente se mencionó, el personal del taller de soldadura no tenía un procedimiento claro de aplicación de soldadura, pasos a seguir para realizar el mantenimiento, no se tiene un análisis FMECA donde se tenga la criticidad del evento asociado, método para reparación, numero de reparaciones permitidas, etc.

4. ¿PORQUE?

- NO SE TIENE UN PROCEDIMIENTO DETALLADO DE LA REPARACION DEL UPPER LINK.
- NUNCA SE HA LLEVADO UN REGISTRO DE LAS REPARACIONES Y ROTACION DE LOS UPPER LINK.
- NO SE TIENE DEFINIDO EL PROCEDIMIENTO DE INSPECCION DE LOS UPPER LINK Y SU
- NO SE HA ESTANDARIZADO EL PROCESO DE INSPECCION NDT PARA LOS UPPER LINK.

¹² ANEXO NIVEL DE PERICIA SEGÚN JEFATURA DE EDUCACION AERONAUTICA.B

- NO SE HA REALIZADO UN ANALISIS FMECA DEL SISTEMA ATA 32.
- NO SE TIENE UNA PERSONA ENCARGADA O TALLER ENCARGADO DE REALIZAR LA REPARACION.
- HERRAMIENTAS INAOPROPIADAS PARAS LA REPARACION.

Teniendo en cuenta el análisis realizado se determinan 7 causas raíces latentes que son las directas responsables del alto índice de eventos asociados

Conclusiones y recomendaciones:

- Se debe realizar un análisis de FMECA para determinar los modos de falla, efectos y criticidad de los eventos.
- Se debe estandarizar un proceso de reparación de Upper Link el cual debe contener en detalle la reparación y procesos a realizar.
- Llevar registro y estadística de remoción, instalación y reparación de todos los Upper Link instalados en las aeronaves.
- Socializar el procedimiento de registro, estadística, reparación y procedimientos para el mantenimiento al personal de operadores y mantenedores.

Así mismo se logra evidenciar en los informes de confiabilidad que cuando se realiza el proceso de desinstalación del sistema de Upper Link también es necesario desinstalar el sistema hidráulico de frenos, esto ha conllevado a que se tenga un aumento en los eventos de seguridad por el sistema de frenos, como recomendación adicional al momento de instalar el sistema de frenos se recomienda realizar un “*Flushing*” para evacuar todas las burbujas generadas en el sistema y así prevenir el bloqueo o pérdida de función de frenado.

6.7 ANALISIS FMECA.

El análisis FMECA se va a realizar mediante la norma MIL-STD-1629 la cual establece parámetros para realizar un análisis FMECA en la industria aeronáutica.

El análisis se iniciara como una parte integral del diseño de un sistema funcional y será actualizado para mejorar los diseños realizados anteriormente. El análisis FMEA también es usado para determinar algunos puntos de medición de calidad, realizar acciones preventivas en mantenimiento y restricciones operacionales del sistema que ayudan para minimizar el riesgo de falla. Se determinan los siguientes pasos para el FMECA:

- Determinar el equipo a analizar.

- Identificar el Ítem a analizar y su relación con los modos de falla y efectos de la misma en la función, operación o en el sistema.
- Evaluar cada modo de falla y su eventual peor consecuencia en la operación.
- Identificar métodos de detección de falla para cada modo de falla.
- Determinar acciones correctivas o acciones requeridas para eliminar de raíz la falla o controlar el riesgo.
- Identificar efectos de las acciones correctivas u otros atributos del sistema como un requerimiento del soporte logístico.
- Escriba el análisis y resumir los problemas que no pudieron ser corregidos e identificar los controles especiales necesarios para reducir el riesgo de falla.

Para iniciar el análisis del análisis identificamos la función principal, funciones secundarias y funciones ocultas o de seguridad.

Para definir la función principal se debe tener en cuenta que es única, se debe escribir parámetros de funcionamiento medibles (fuerza, presión, caudal, etc.) y describir alguna situación especial (clima operacional, fases de operación, condiciones climáticas, etc.)

La función secundaria debe establecerse a partir de funciones que aunque hay pérdida de función esta no es total es decir que puede seguir en funcionamiento por poco tiempo.

La función de seguridad se debe determinar cuándo un elemento tiene una indicación que una función llevo al límite y mediante un sistema o comportamiento evidencia esta situación (Testigo, pérdida de función para prevenir daños mayores, vibración, etc.)

6.7.1 FUNCIONES:

- 1 SOPORTAR LAS CARGAS MENORES A 2500 KG EN LA FASE DE DESPEGUE Y ATERRIZAJE DE LA AERONAVE. (FUNCION PRINCIPAL)

- 2 SOPORTE ENTRE EL UPPER ATTACH Y LA VIGA TRASERA.
(FUNCION SECUNDARIA)
- 3 FUNCION DE FUSIBLE PARA NO ENVIAR CARGAS SUPERIORES A 2500 KG A LA VIGA PRINCIPAL Y/O LA VIGA ANTERIOR.(FUNCION DE SEGURIDAD)

6.7.2 FALLO FUNCIONAL.

El fallo funcional se determina con la función, es decir se determina como una anti función. Para cada función se deben determinar su anti función dentro de una operación del sistema, en aviación.

1. A NO SOPORTA LAS CARGAS EN FASE DE DESPEGUE O ATERRIZAJE
 1. B INSTALACION INCORRECTA DEL UPPER LINK SOBRE LA VIGA PRINCIPAL O EL UPPER ATTACH.
 1. C INSTALACION DE UPPER LINK POSTERIOR A TERCERA O MAS REPARACIONES.
-
2. A NO UNIR EL UPPER ATTACH CON LA VIGA TRASERA.
 3. A NO EJERCER FUNCION DE FUSIBLE

6.7.3 MODO DE FALLO.

El modo de fallo se determina para cada anti función que se ha establecido, los modos de fallo deben ser tantos como sea posible y deben contener en casos exclusivos como sabotaje, terrorismo, ataques militares y/o factores climáticos.

- 1A1 ROTURA DEL UPPER LINK POR EL CORDON DE SOLDADURA
 - 1A2 ROTURA DEL UPPER LINK POR EL TUBO.
 - 1A3 ROTURA DEL UPPER LINK POR EL DISCO
-
- 1B1 PERNOS DE PARTE NÚMERO DIFERENTE AL ORDENADO POR EL MANUAL
 - 1B2 TORQUE INCORRECTO DE LOS PERNOS

1C1 ROTURA DEL UPPER LINK POR DESGASTE DEL MATERIAL

2A1 NO SE INSTALAN PERNOSE DE SUJECION

2A2 ROTURA DE LOS PERNOS DE SUJECION.

3A1 SOPORTAR CARGAS SUPERIORES Y QUE SE TRASNFIERAN A LA VIGA PRINCIPAL Y/O VIGA ANTERIOR

6.7.4 EFECTOS DEL FALLO.

Los efectos de los fallos se definen como el malfuncionamiento de un equipo y que deben ser catalogados tantos como sean necesarios por cada modo de falla. Se debe describir si este ha generado una para total de la máquina, una parada parcial, una parada temporal o no afecta la operación ni la seguridad.

1A1 ROTURA DEL UPPER LINK POR EL CORDON DE SOLDADURA PERDIDA TOTAL DE LA FUNCION PRINCIPAL, TRASNFERENCIA DE CARGAS A LA VIGA

1A2 ROTURA DEL UPPER LINK POR EL TUBO. PERDIDA TOTAL DE LA FUNCION PRINCIPAL, TRANSFERENCIA DE CARGAS A LA VIGA PRINCIPAL Y POSIBLE DAÑO A LA PIEL DEL PLANO

1A3 ROTURA DEL UPPER LINK POR EL DISCO PERDIDA TOTAL DE LA FUNCION PRINCIPAL Y TRANSFERENCIA DE CARGAS A LA VIGA PRINCIPAL

1B1 PERNOS DE PARTE NÚMERO DIFERENTE AL ORDENADO POR EL MANUAL ROTURA DE LOS PERNOS, PERDIDA PARCIAL DE LA FUNCION.

1B2 TORQUE INCORRECTO DE LOS PERNOS ROTURA O PERDIDA DE PERNO(S), PERDIDA PARCIAL DE LA FUNCION

1C1 ROTURA DEL UPPER LINK POR DESGASTE DEL MATERIAL PERDIDA TOTAL DE LA FUNCION PRINCIPAL, TRASNFERENCIA DE CARGAS A LA VIGA

2A1 NO SE INSTALAN PERNOSE DE SUJECION PERDIDA TOTAL DE LA FUNCION PRINCIPAL, TRASNFERENCIA DE CARGAS A LA VIGA

2A2 ROTURA DE LOS PERNOS DE SUJECION.

3A1 SOPORTAR CARGAS SUPERIORES Y QUE SE TRASNFIERAN A LA VIGA PRINCIPAL Y/O VIGA ANTERIOR TRANSFERENCIA DE CARGAS SUPERIORES A 2500 KG DE FUERZA A LA VIGA.

6.7.5 ANALISIS DE CRITICIDAD

Como se ha podido observar hasta este punto se ha determinado un análisis FMEA por lo cual para completar nuestro análisis se va a realizar un CA (Análisis de criticidad por sus siglas en ingles).

El CA en la industria de la aviación aun cuando ha sido diferente en ciertos puntos de vista la base fundamental para el análisis es la misma que en las demás industrias.

El análisis debe contener una jerarquización de la probabilidad de los eventos, es decir en un periodo de tiempo definido un número máximo de eventos asociados a este modo de falla, para el caso del sistema de tren de aterrizaje debe ser un sistema que no tenga muchos eventos. La jerarquización se muestra en la tabla 10. La probabilidad del evento debe ser medida en una forma cualitativa, definir un significado es decir explicar la frecuencia de ocurrencia y asignarle un valor que para este caso va de 1 a 5.

TABLA 10. PROBABILIDAD DE EVENTOS.

Probabilidad del evento

Definición Cualitativa	Significado	Valor
Frecuente	Probable que ocurra muchas veces (<i>ha ocurrido frecuentemente</i>) >10 eventos mensuales	5
Ocasional	Probable que ocurra algunas veces (<i>ha ocurrido infrecuentemente</i>) 7 a 10 eventos mensuales	4
Remoto	Improbable, pero es posible que ocurra (<i>ocurre raramente</i>) 4 a 6 eventos mensuales	3
Improbable	Muy improbable que ocurra (<i>no se conoce que haya ocurrido</i>) 2 a 5 eventos mensuales	2
Extremadamente improbable	Casi inconcebible que el evento ocurra 1 eventos mensuales	1

FUENTE: MANUAL DE CONFIABILIDAD FAC.

La severidad de los eventos en la aviación se cataloga en 3 rangos de impacto:

- Seguridad
- Operaciones
- Económicos y/o Ambientales

Esta clasificación la ha dado la aviación dentro de sus parámetros se coloca según la severidad del evento y se le asigna un valor en letras como se muestra en la tabla

11

TABLA 11. TABLA DE SEVERIDAD DE EVENTOS.

Severidad de los eventos			
Definiciones de aviación	Significado	Valor	Impacto
Catastrófico	<ul style="list-style-type: none"> • <input type="checkbox"/> Lesiones o muertes múltiples • <input type="checkbox"/> Destrucción del equipo aéreo 	A	SEGURIDAD
	<ul style="list-style-type: none"> • <input type="checkbox"/> Riesgos por lesiones serias o muertes de una cantidad de gente o destrucción del equipo aéreo 		
Peligroso	<ul style="list-style-type: none"> • Una reducción importante de los márgenes de seguridad, daño físico o una carga de trabajo tal que las tripulaciones no pueden desempeñar sus tareas en forma precisa y completa. 	B	
	<ul style="list-style-type: none"> • Daños mayores al equipo aéreo 		
Mayor	<ul style="list-style-type: none"> • Incumplimiento de los requisitos del cliente tal que genere insatisfacción, inconformismo, mala imagen, etc, debido a aplazamientos de vuelos, demora/cancelaciones de itinerarios, desvío de ruta, retorno de aire/tierra, cambio de avión y demás características que generen desconfianza del cliente 	C	OPERACIONES
	<ul style="list-style-type: none"> • Una reducción significativa de los márgenes de seguridad, una reducción en la habilidad del operador en responder a condiciones operativas adversas como resultado del incremento de la carga de trabajo, o como resultado de condiciones que impiden su eficiencia. 		
Menor	<ul style="list-style-type: none"> • Indisponibilidad del equipo aéreo para realizar sus funciones 	D	
	<ul style="list-style-type: none"> • Limitaciones operativas. 		
	<ul style="list-style-type: none"> • Utilización de procedimientos alternos (contingencias) 		
Insignificante	<ul style="list-style-type: none"> • Consecuencias menores. 	E	ECONÓMICOS
	<ul style="list-style-type: none"> • Consecuencias leves 		

FUENTE: MANUAL DE CONFIABILIDAD FAC.

Teniendo en cuenta estos valores determinamos una matriz de criticidad en la cual se va a tomar como referencia para el análisis.

La matriz elaborada se representa según tabla xxx que se muestra a continuación.

TABLA 12.MATRIZ DE CARACTERIZACION Y EVALUACION.

Caracterización de la matriz de Evaluación					
Probabilidad del riesgo	5. Severidad del riesgo				
	Catastrófico A	Peligroso B	Mayor C	Menor D	Insignificante E
5 – Frecuente	5A	5B	5C	5D	5E
4 – Ocasional	4A	4B	4C	4D	4E
3 – Remoto	3A	3B	3C	3D	3E
2 – Improbable	2A	2B	2C	2D	2E
1 – Extremadamente improbable	1A	1B	1C	1D	1E

FUENTE: MANUAL DE CONFIABILIDAD FAC.

Dentro de la matriz de riesgo se establecen criterios de evaluación dependiendo de su nivel.

- Intolerable
- Indeseable
- Moderado
- Tolerable

TABLA 13. TABLA DE ANALISIS DE RIESGOS.

Número	Valor	Índice de evaluación del riesgo	Criterio sugerido
I	Intolerable (IT)	5A, 5B, 5C, 4A, 4B, 3A	El riesgo debe ser reducido o si es posible eliminado. Implementación de planes de emergencia y grupos de investigación. Se debe tomar medidas de prevención y control en el Proceso / Operación / Área / Actividad / Procedimiento, etc. Debe ser mitigado con controles administrativos y/o de ingeniería hasta un rango de riesgo III o IV.
II	Indeseable (IN)	5D,5E, 4C, 3B, 3C, 2A, 2B	Implementación de planes de emergencia y grupos de investigación. Se debe tomar medidas de prevención y control en el Proceso / Operación / Área / Actividad / Procedimiento, etc. Debe ser mitigado con controles administrativos y/o de ingeniería hasta un rango de riesgo de III o IV. Se precisará una acción posterior para establecer, con más precisión, la probabilidad de daño como base para determinar la necesidad de mejora de las medidas de control.
III	Moderado (MO)	4D, 4E, 3D, 2C, 1A, 1B	Medidas de prevención y control en el Proceso / Operación / Área / Actividad / Procedimiento, etc. Implementación de planes de emergencia.
IV	Tolerable (TO)	3E, 2D, 2E, 1C, 1D, 1E	Medidas de prevención y control

FUENTE: MANUAL DE CONFIABILIDAD FAC.

Al realizar el análisis de criticidad nunca este debe estar en valores **intolerables o indeseables**, los componentes que se encuentren en esta situación deberán ser los de análisis para lograr llevarlos a una situación tolerable.

Adicionalmente se debe tener en cuenta la fase de operación de la aeronave en la cual esta presente la novedad, ya que por ejemplo una apagada de motor en fase de taxeo no es igual que una apagada de motor en una fase crucero. La fase de operación de una aeronave se determina mediante la tabla 14. Para el caso del sistema Upper Link se va a tener en cuenta únicamente las fases CD, DP y AZ.

TABLA 14. FASES DE OPERACIÓN DE UNA AERONAVE.

FASE DE OPERACIÓN	
Definición	Criterio sugerido
TX	Taxeo
CD	Carrera de descolaje
DP	Despegue
AS	Ascenso
CZ	Crucero
DS	Descenso
ST	SOSTENIMIENTO
PX	Aproximación
AZ	Aterrizaje
GD	Ground

Para realizar el análisis FMECA se debe tener en cuenta las siguientes recomendaciones:

Registrar todas las funciones de los equipos importantes (incluidas las funciones de todos los dispositivos de seguridad)

Registrar los criterios de funcionamiento (lo que queremos que el componente haga)

Preguntar si cada función realmente tiene alguna utilidad

Las funciones deben relacionarse numéricamente

Se define un fallo funcional como la manera en que la función de cualquier elemento físico deja de cumplir las prestaciones deseadas

Relacionar sólo los modos de fallo que tengan una probabilidad razonable de ocurrir dentro del contexto que se está considerando

Describir los efectos de cada fallo como si no se estuviera haciendo algo para impedirlo

Registrar todos los fallos funcionales asociados con cada función

No relacionar todo fallo concebible sin consideración a las posibilidades que se produzca

Una descripción de los efectos de fallo debería permitir al personal de RCM decidir:

Si el fallo supone una amenaza para la seguridad o el medio ambiente.

Qué efecto ejerce el fallo sobre la organización.

Si el fallo causa algún daño secundario sobre el equipo

Los criterios de funcionamiento deben ser establecidos por todo el personal técnico y operativo conjuntamente

Relacionar los modos de fallo menos probables si las consecuencias pudieran ser muy graves

Los fallos funcionales deben relacionarse alfabéticamente

Los modos de fallo que corresponden a cada fallo funcional deben relacionarse numéricamente.

Siempre que sea posible, la descripción de los efectos de los fallos deberían expresar el tiempo probable de parada del equipo, los costos directos para corregir, materiales de reemplazo, el total de personal de mantenimiento para corregir, etc.

TABLA 15. TABLA ANALISIS FMECA.

1	SOPORTAR LAS CARGAS MENORES O IGUALES A 2500KG EN LA FASE DE DESPEGUE Y ATERRIZAJE DE LA AERONAVE.	1A	NO SOPORTA LAS CARGAS EN FASE DE DESPEGUE O ATERRIZAJE	1A1	ROTURA DEL UPPER LINK POR EL CORDON DE SOLDADURA	PERDIDA TOTAL DE LA FUNCION PRINCIPAL. TRANSFERENCIA DE CARGAS A LA VIGA	4	B	4B
				1A2	ROTURA DEL UPPER LINK POR EL TUBO.	PERDIDA TOTAL DE LA FUNCION PRINCIPAL. TRANSFERENCIA DE CARGAS A LA VIGA PRINCIPAL Y POSIBLE DAÑO A LA PIEL DEL PLANO	2	B	2B
				1A3	ROTURA DEL UPPER LINK POR EL DISCO	PERDIDA TOTAL DE LA FUNCION PRINCIPAL Y TRANSFERENCIA DE CARGAS A LA VIGA PRINCIPAL	4	B	2B
		1B	INSTALACION INCORRECTA DEL UPPER LINK SOBRE LA VIGA PRINCIPAL O EL UPPER ATTACH	1B1	PERNOS DE PARTE NUMERO DIFERENTE AL ORDENADO POR EL MANUAL	ROTURA DE LOS PERNOS, PERDIDA PARCIAL DE LA FUNCION	2	C	2C
				1B2	TORQUE INCORRECTO DE LOS PERNOS	ROTURA O PERDIDA DE PERNO(S), PERDIDA PARCIAL DE LA FUNCION	3	D	3D
		1C	INSTALACION DE UPPER LINK POSTERIOR A TERCERA O MAS REPARACIONES	1C1	ROTURA DEL UPPER LINK POR DESGASTE DEL MATERIAL	PERDIDA TOTAL DE LA FUNCION PRINCIPAL. TRANSFERENCIA DE CARGAS A LA VIGA	1	B	1B
2	UNIR EL UPPER ATTACH CON LA VIGA TRASERA	2A	NO UNIR EL UPPER ATTACH CON LA VIGA TRASERA	2A1	NO SE INSTALAN PERNOSE DE SUJECION	PERDIDA TOTAL DE LA FUNCION PRINCIPAL. TRANSFERENCIA DE CARGAS A LA VIGA	1	C	1C
				2A2	ROTURA DE LOS PERNOS DE SUJECION.		1	B	1B
3	FUNCION DE FUSIBLE PARA NO ENVIAR CARGAS A LA VIGA PRINCIPAL Y/O LA VIGA ANTERIOR.	3A	NO EJERCER FUNCION DE FUSIBLE	3A1	SOPORTAR CARGAS SUPERIORES Y QUE SE TRASFIERAN A LA VIGA PRINCIPAL Y/O VIGA ANTERIOR	TRANSFERENCIA DE CARGAS SUPERIORES A 2500 KG DE FUERZA A LA VIGA.	2	C	2C

Después de realizar el análisis de frecuencia y consecuencia para cada modo de fallo se determinó el criterio sugerido según los modos de falla. Evidenciando 3 modos de falla como los más críticos e la operación de la aeronave y en los cuales se debe enfocar los criterios de mantenimiento para tener una mejora en el riesgo asociado.

El primer análisis se va a realizar al criterio con más alto grado de riesgo y que representa un estado **Intolerable**.

El segundo análisis se va a realizar para los otros dos modos de falla los cuales representan un grado de riesgo alto y un estado **Indeseable**.

TABLA 16. ANALISIS FMECA Y CRITERIOS DE MANTENIMIENTO.

FUNCION	FALLO FUNCIONAL (Anti-funcion)	MODO DE FALLO (Causa)	EFEECTO DE LOS FALLOS (Qué sucede cuando se produce un fallo)	FRECUENCIA (Veces que se Repite el fallo) Antes de los Criterios de Mantenimiento	CONSECUENCIAS (Seguridad, Operaciona, Económica) Antes de los criterios de Mantenimiento	CRITERIO SUGERIDO RIESGO (Antes de los criterios de mantto)	CRITERIO DE MANTENIMIENTO (Tipo de tarea, Intervalo, etc.)	FRECUENCIA (Veces que se Repite el fallo) Despues de los criterios de Mantenimiento	CONSECUENCIAS (Seguridad, Operaciona, Económica) Despues de los criterios de Mantenimiento	CRITERIO SUGERIDO RIESGO (Despues de los criterios de mantto)
1	SOPORTAR LAS CARGAS MENORES O IGUALES A 2500KG EN LA FASE DE DESPEGUE Y ATERRIZAJE DE LA AERONAVE.	1A NO SOPORTA LAS CARGAS EN FASE DE DESPEGUE O ATERRIZAJE	1A1 ROTURA DEL UPPER LINK POR EL CORDON DE SOLDADURA	4	B	4B	* Inspeccion del Upper Link cuando exista un "Hard Landing". * Realizar un maximo de 02 reparaciones del componente. Según orden tecnica de reparacion. * Inspeccion por NDI cada 150 atz. * Inspeccion visual del cordón.	MTBF= >200 ATZ (1)	Evidente - Seguridad (Peligroso- B)	Moderado (1B)
			1A2 ROTURA DEL UPPER LINK POR EL TUBO.	2	B	2B	* Inspeccion visual del tubo. * Control corrosion. * Realizar un maximo de 2 reparaciones.			
			1A3 ROTURA DEL UPPER LINK POR EL DISCO	4	B	2B	* Realizar un maximo de 2 reparaciones. * Inspeccion visual de los agujeros. * Control Corrosion. * Realizar un maximo de 2 reparaciones.			
	1B INSTALACION INCORRECTA DEL UPPER LINK SOBRE LA VIGA PRINCIPAL O EL UPPER ATTACH	1B1 PERNOS DE PARTE NUMERO DIFERENTE AL ORDENADO POR EL MANUAL	ROTURA DE LOS PERNOS, PERDIDA PARCIAL DE LA FUNCION.	2	C	2C	* Inspeccion visual de los pernos. * Chequeo operacional.	MEDIDAS DE CONTROL		
			1B2 TORQUE INCORRECTO DE LOS PERNOS	3	D	3D	* Inspeccion visual. * Chequeo Funcional. * Lubricacion.			
	1C INSTALACION DE UPPER LINK POSTERIOR A TERCERA O MAS REPARACIONES	1C1 ROTURA DEL UPPER LINK POR DESGASTE DEL MATERIAL	PERDIDA TOTAL DE LA FUNCION PRINCIPAL Y TRANSFERENCIA DE CARGAS A LA VIGA PRINCIPAL	1	B	1B	* Inspeccion visual. * Realizar maximo 2 reparaciones.			
PERDIDA TOTAL DE LA FUNCION PRINCIPAL, TRANSFERENCIA DE CARGAS A LA VIGA			1	C	1C	* Inspeccion Visual.				
2 UNIR EL UPPER ATTACH CON LA VIGA TRASERA	2A NO UNIR EL UPPER ATTACH CON LA VIGA TRASERA	2A1 NO SE INSTALAN PERNOSE DE SUJECION	1	B	1B	* Inspeccion visual. * Chequeo Funcional.				
		2A2 ROTURA DE LOS PERNOS DE SUJECION.	1	C	1C	* Inspeccion Visual.				
3 FUNCION DE FUSIBLE PARA NO ENVIAR CARGAS A LA VIGA PRINCIPAL Y/O LA VIGA ANTERIOR.	3A NO EJERCER FUNCION DE FUSIBLE	3A1 SOPORTAR CARGAS SUPERIORES Y QUE SE TRANSFIERAN A LA VIGA PRINCIPAL Y/O VIGA ANTERIOR	2	C	2C	* Chequeo funcional.				

Con los criterios de mantenimiento efectuados se pretende extender el MTBF del sistema Upper Link, cada modo de fallo disminuye su nivel de criticidad y se tendrá una mejor mantenibilidad del mismo.

Para los eventos en cuales no presentaba algún riesgo se deben mantener medidas de control para prevenir accidentes. Se debe tener en cuenta también para estos riesgos no se deben dejar a un lado o no determinarlos puesto que en algún momento de la operación o mantenimiento pueden ocurrir.

Para el modo de falla con mayor criticidad se indicaron criterios de mantenimiento con los cuales se espera tener una mejor confiabilidad y mejora en los indicadores. Se pretende tener un nivel de criticidad **MODERADO**, aun cuando el nivel de riesgo sigue siendo peligroso se tiene un aumento en las horas de operación cambiando el nivel e criticidad de 4B a 1B.

Así mismo se tienen criterios de mantenimiento para realizar una modificación en el nivel de criticidad de los otros modos de falla pasando de 2B a 1B.

6.8 COSTOS RELACIONADOS CON EL MANTENIMIENTO

6.8.1 MANTENIMIENTO ALCTUAL

Actualmente se tienen costos relacionados simplemente con el mantenimiento por cada cambio de Upper Link, a partir de esto se va a realizar un análisis de cuanto le ha costado a la organización el cambio de Upper Link en pesos.

Dentro del comparativo se van a tener en cuenta los valores determinados por SAP como son:

- Horas hombre.
- Valor hora hombre.
- Insumos utilizados.
- Valor insumos.
- Numero de aviso de mantenimiento.
- Numero de Orden de mantenimiento.

Para el inicio de este análisis vamos a tener en cuenta los costos reales iniciando con datos de hora hombre acorde al decreto de sueldos básicos de las fuerza Militares y de Policía.¹³

Se va a tener en cuenta según el decreto mencionado anteriormente donde se establece el porcentaje de asignación de salario básico de un Señor General es del 100%, teniendo en cuenta que la asignación básica de este es de \$4.972.605 se define el salario para las tres personas que desarrollan trabajos durante los cuales son:

- 01 Sargento Mayor o Técnico Jefe (32,5610%)
- 02 Sargento Segundo o Técnico Segundo (23,1383%)

El Técnico Jefe cumplirá funciones de Inspector de la Aeronave, es decir es quien da el aval o visto bueno de los trabajos. El personal de Técnicos Segundos cumplirá funciones de operario especialista es decir será quienes ejecutaran el trabajo.

Teniendo en cuenta que una persona durante el día trabaja 8 horas de lunes a viernes y 5 horas los fines de semana para un total 180 horas al mes que es en promedio lo que una persona trabaja durante el mes.

Así mismo las órdenes de mantenimiento de SAP dan un promedio de horas para cada personal como se muestra en la tabla 17.

TABLA 17. TABLA DE GASTOS DE PERSONAL

Nombre	Formación Académica	Dedicación Horas/DIA	SALARIO PERSONAL	SALARIO MES/ COSTO HORA HOMBRE	TOTAL
HORAS HOMBRE DE LA FUERZA AEREA COLOMBIANA					
INSPECTOR AERONAVE	INSPECTOR AERONAVE	4	\$1.619.080,39	\$ 13.402,39	\$ 53.609,55
OPERARIO ESPECIALIZADO	OPERARIO ESPECIALISTA	6	\$1.150.576,41	\$ 9.524,22	\$ 57.145,29
OPERARIO ESPECIALIZADO	OPERARIO ESPECIALISTA	6	\$1.150.576,41	\$ 9.524,22	\$ 57.145,29
TOTAL					\$ 167.900,14

Cabe recordar que el sueldo básico se debe sumarle el 49% del sueldo básico equivalente a la prima de actividades militares.

Para la parte de elementos a usar durante el cambio de los elementos se van a tener en cuenta el cambio de Upper Link y una reparación como se venía haciendo (sin alivio de tensiones) así mismo se tiene en cuenta la compra de 02 Upper Link

¹³ MINISTERIO DE HACIENDA Y CREDITO PÚBLICO. Decreto 214 del 12 de Febrero de 2016.

para realizar el cambio y que está contemplado dentro del plan anual de soporte como se muestra en la tabla 18

TABLA 18. MATERIALES E INSUMOS.

MATERIALES E INSUMOS UTILIZADOS PARA LA REPARACION DEL SISTEMA UPPER LINK					
MATERIALES E INSUMOS		CANTIDAD	UNIDAD	VALOR UNITARIO	TOTAL
MATERIAL DE APORTE		8	EA	\$3.000,00	\$24.000,00
PINTURA BLANCA		1	1/4 DE GALON	\$20.000,00	\$20.000,00
CONSUMIBLES		1	VARIOS	\$10.000,00	\$10.000,00
UPPER LINK		2	EA	\$500.000,00	\$1.000.000,00
REMOVEDOR DE PINTURA		1	1/4 DE GALON	\$5.000,00	\$5.000,00
SOFTWARE					
N/A					
VIAJES,TRANSPORTE LOCAL, SALIDAS CAMPO					
N/A					
BIBLIOGRAFIA, PAPELERIA y OTROS		CANTIDAD	UNIDAD DE MEDIDA	VALOR UNITARIO	TOTAL
MANUALES		2	EA	INCLUIDOS CON LOS AVIONES	N/A
PAPELERIA		30	HOJAS	\$100,00	\$3.000,00
EQUIPOS Y HERRAMIENTAS		CANTIDAD	HORAS DE USO	VALOR UNITARIO	TOTAL
EQUIPO DE SOLDADURA		2	2 HORAS DE USO	\$50.000,00	\$100.000,00
ANALISIS NDT		2	1 HORA DE USO	\$25.000,00	\$50.000,00
EQUIPO DE LIMPIEZA (ELECTROQUIMICA)		1	14 HORAS DE USO	\$65.000,00	\$65.000,00
Total Costos y Gastos					1.277.000,00

Para el mantenimiento actual se tiene un costo total de \$1.444.900,14 por cambio de Upper Link en una aeronave suponiendo que se requiere realizar un proceso de limpieza por electroquímica, un análisis NDT, un procedimiento de soldadura sin alivio de tensiones y suponiendo que se realiza el cambio de los mismos en el peor de los casos.

Si por estadística se tiene que mensualmente una aeronave en promedio mensualmente realiza 235 aterrizajes y que mensualmente durante los años 2014, 2015 y 2016 volaban 5 aeronaves al mes tenemos que se realizaban 1175 aterrizajes mensuales, el promedio de cambio o inspección para cambio de Upper Link era de 75 aterrizajes.

Así se tiene que en promedio se realizaron 16 cambios de sistema Upper Link en un mes de operación.

Es un mes de operación se tendría un gasto de \$23.118.400 es decir en un año \$277.420.800 para mantener la flota operativa en el peor de los casos, esto sin tener en cuenta en el impacto operacional y en la confiabilidad de despacho.

6.8.2 MATENIMIENTO PROPUESTO

Para el análisis del mantenimiento propuesto se tiene en cuenta una análisis donde se incluye el costo de investigación de este proyecto como se muestra en la tabla 18.

TABLA 19. GASTO DE INVESTIGACION DEL PROYECTO.

CONCEPTO	PRESUPUESTO
GASTOS GENERALES	
Papelería y útiles de escritorio (Fotocopias)	\$50.000,00
	\$50.000,00
GASTOS DE OFICINA	
Horas de Computador	\$200.000,00
Libros, revistas y periódicos	-
Portes, fletes y acarreos	-
Gastos de viaje	-
Viáticos	-
	\$200.000,00
GASTOS DE PERSONAL	
Personal profesional	\$2.043.247,37
Asesoría externa	\$3.360.000,00
	\$5.403.247,37
GASTOS DE INVESTIGACIÓN	
Análisis de laboratorio	\$400.000,00
	\$400.000,00
INVERSIONES DE EQUIPO	
Equipo de laboratorio	-
Elementos de laboratorio	-
OTROS GASTOS E IMPREVISTOS	
TOTAL	\$6.003.247,37

A partir de los datos mencionados en el punto 6.8.1 y sumando el total de la tabla 19 tenemos un total de \$7.518.147,51, cabe resaltar que se adiciona el uso del horno para el alivio e tensiones que tiene un costo de \$70.000.

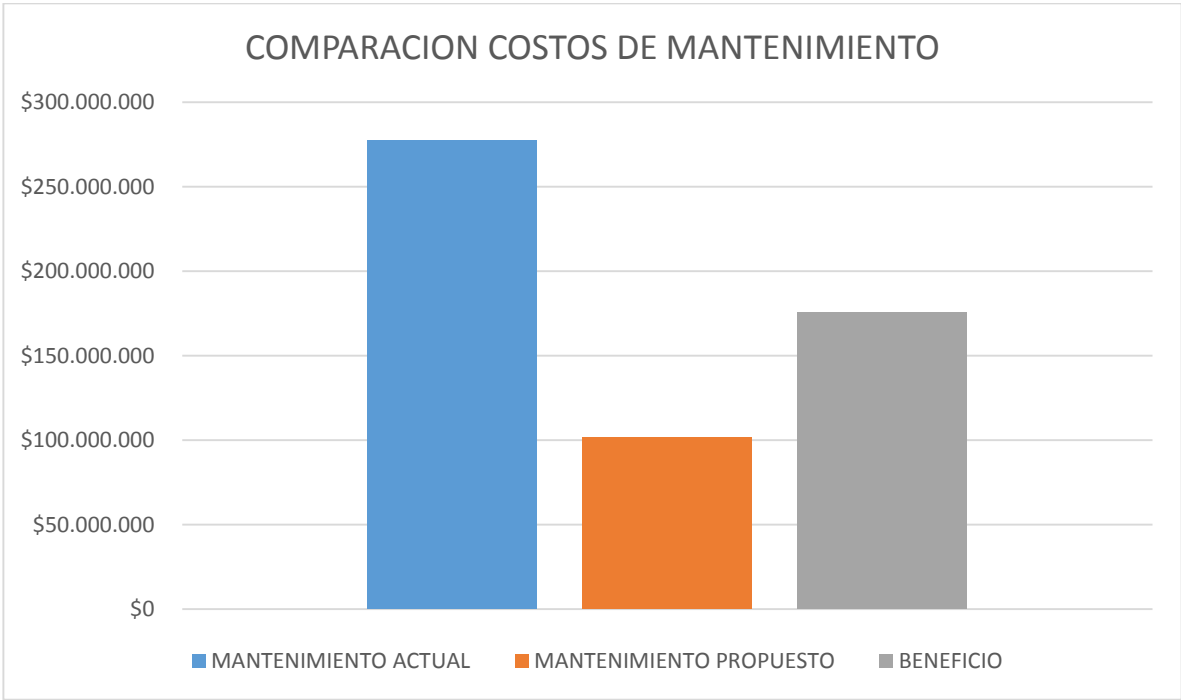
Teniendo de nuevo una situación crítica donde se realice la inspección cambio de 02 Upper Link a una aeronave, modificando el programa de mantenimiento pasando de 75 aterrizajes 200 aterrizajes cada inspección es decir pasando de 16 cambios del elemento a 6, cada uno con un valor de \$1.347.000,00.

Para el primer mes teniendo en cuenta los datos suministrados se tiene que para el primer mes se tendrá un gasto de \$13.965.247,37, para el resto de meses (11) se

tendrá un valor de \$87.582.000,00. Para un año de servicio se tendría un gasto total \$101.547.247.

A continuación se realiza el comparativo de los gastos representados anteriormente y con lo cual se puede comprobar que la reducción de costos en un año con lo aplicado lleva a una reducción en el presupuesto de más de \$150.000.000.

TABLA 20. TABLA DE COMPARACION DE COSTOS DE MANTENIMIENTO.



7. RECOMENDACIONES

- Socializar a la organización el programa de mantenimiento y los criterios de mantenimiento que se deben tener en cuenta.
- Realizar un análisis RCA y FMECA para sistemas críticos están dentro del 20% de fallas en el análisis de Pareto.
- Realizar un análisis estructural del comportamiento del Upper Link en un banco de pruebas.
- Realizar un rediseño del componente probando nuevas configuraciones geométricas y de materiales.
- Instalar elementos de medición de cargas en puntos críticos de la aeronave para determinar cargas a las cuales está sometida durante las fases de vuelo.
- Se deben actualizar los manuales de mantenimiento y crear un sistema de información capaz de almacenar información que alimente el sistema SAP (confiabilidad).
- Se debe contemplar un cambio en el diseño y construcción del sistema Upper Link para mejorar su confiabilidad.

8. CONCLUSIONES.

- El MTBF en el año 2014 fue mucho menor a los años siguientes debido a que la Flota de aeronaves era menor.
- El análisis de datos en el año 2014 tiene problemas de recolección de datos debido a que varios meses en el año no reportan indicadores de confiabilidad.
- Las aeronaves que presentaron cambios de Upper Link presentaron fallas en el sistema de frenos por consiguiente se asocia como un daño colateral a este sistema.
- La introducción de nuevas aeronaves a finales del año 2014 aumento la disponibilidad de flota de aeronaves pero también afecto el indicador de MTTR debido a que no se requerían con urgencia las reparaciones de las aeronaves.
- Ninguna aeronave en particular es la que presenta únicamente fallas del sistema ATA 32, todo depende de la programación de los aviones y su número de aterrizajes.
- En el análisis de Pareto se demuestra que dentro del 20% de elementos que ocasionan el 80% se encuentra en primer lugar los trenes de aterrizaje y controles de vuelo donde está inmerso el sistema hidráulico de frenos.
- El principal fallo estructural (modo de falla) del Upper Link se presenta en el cordón de soldadura.
- Las cargas al momento del aterrizaje es soportado por el sistema de Upper Link y Upper Attach debido a que el tren principal es fijo.
- No se tiene un análisis FMECA para el ATA 32 donde se especifiquen los modos de falla.
- El proceso de reparación no está estandarizado dentro de la organización lo cual ha generado que se produzcan mantenimientos no necesarios o no acordados.

- No se tiene un registro de remoción, instalación y reparación de los Upper Link lo cual ha llevado a que se realicen más de 2 reparaciones y sean puestos en servicio.
- La criticidad con mayor grado se representa en la pérdida total de la función por daño estructural en el cordón de soldadura por su alta frecuencia de eventos.

BIBLIOGRAFIA

Avila, M., & Correa, S. (2014). Mejoramiento del Programa de Mantenimiento de la Flota Boeing 727 de la - Compañía LAS para Reduccion en Costos de Operacion. Bogota

Avizienis, A.; Laprie, J.-C. yRandell, B. (2001). ((Fundamental Concepts of Dependability)). Reporte Técnico, University of California (Los Angeles, CA, USA), Vytautas Magnus U. (Kaunas, Lithuania), LAAS-CNRS (Toulouse, France) and University of Newcastle (U.K.).

Branislav, T., & Vesna, B. (2011). EFFECTIVE ROOT CAUSE ANALYSIS AND CORRECTIVE ACTION. Ontario, Canada.

Brown, J. I. (1994). Root-Cause Analysis in Commercial Aircraft Final Assembly. Master's Abstracts International.

BT 1T-90-602/REV-1. Fuerza Aérea Colombiana. Biblioteca Técnica de JOL.

Caro, M., & Fernandez, S. (2012). Diseño de un túnel de viento subsónico para hélices de máximo 30 pulgadas. Bogota.

Duphily, R. (2014). Root Cause Investigation Best Practices Guide. Vancouver.

FUERZA AEREA COLOMBIANA. Manual de Confiabilidad. Bogota. (2011).

FUERZA AEREA COLOMBIANA. Manual de mantenimiento Aeronautico. Bogota. (2013).

LATINO, R. (2004). Optimizing FMEA and RCA efforts. American Society for Healthcare Risk Management.

López, C (2004). Elaboración de un programa de mantenimiento basado en la filosofía MSG-3 que permita la optimización de los procesos de mantenimiento aplicados a la flota MD-83 de Avianca S.A.

Kalantri, R., & Chandrawat, S. (2013). Root Cause Assessment for a Manufacturing Industry: A Case Study. India.

Meza, P., & Garcia, R. (2011). Analisis de la confiabilidad de un equipo AHRU. Madrid.

Ministerio de Transporte Nacional. UAEAC. Reglamentos Aeronáuticos de Colombia. Parte Cuarta.(2013).

NASA. (2000). RELIABILITY CENTERED MAINTENANCE. Houston.

Transportation, D. o. (1978). Advisory Circular 120-17A. Nueva York.

UAEAC. (2007). Aprobacion de un programa de confiabilidad. Bogota.

ANEXOS

CODIGOS DE HABILIDAD	
A	Limitado. Puede hacer las partes sencillas de la tarea. Necesita ayuda para hacer la mayoría de dicha tarea.
B	Parcialmente Competente. Puede hacer la mayoría de las partes de la tarea. Necesita ayuda solo con las partes más difíciles.
C	Competente. Puede hacer todas las partes de la tarea sin ayuda. Solo se necesita revisar la tarea completa.
D	Sumamente Competente. Puede hacer la tarea precisa y rápidamente. Puede enseñar a otros.
-	No aplicable. No se necesita mejorar el conocimiento de la tarea para lograr dicho nivel de pericia.

RECOMENDACIONES

1. El propósito de esta carpeta es unificar los procedimientos y control de cursos obtenidos y AET, por parte del personal militar orgánico de la Especialidad en Seguridad y Defensa de Bases, con miras a desarrollar un alto nivel de destreza en la especialidad, permitiéndole al comandante ejercer un estricto control.
2. En AET el instruido es la persona más importante en el programa de cursos y reentrenamientos, aprendiendo las tareas necesarias para lograr el próximo nivel.
3. Es de vital importancia que el instruido revise su carpeta para asegurar que se lleva correctamente con los cursos, entrenamientos y reentrenamientos que haya efectuado.
4. Todos los cursos realizados, entrenamientos y horas de clases dictadas deben ser anotadas en el control profesional.
5. El instructor provee y documenta el adiestramiento.
6. El jefe inmediato del adiestramiento debe controlar el Entrenamiento y/o Reentrenamiento, así:
 - a. Darle mucha importancia al progreso del entrenamiento.
 - b. Explique la necesidad del programa y motive a sus subordinados, para que progresen constantemente.
 - c. Mantenga los récords de cursos archivados en la carpeta de control profesional. Haga seguimiento al progreso de sus subordinados, y si hay alguno que evoluciona muy despacio, móvelo.
 - d. Dedique tiempo al reentrenamiento, aunque tenga muchas obligaciones.
 - e. Un combatiente bien entrenado vale por tres mal entrenados.
7. Las recomendaciones se pueden hacer a través del GRUEA en su Unidad. Este pasará las sugerencias a JEA para la decisión final.

**EL FUTURO DE NUESTRA FUERZA AEREA
SE ESTA HACIENDO HOY Y EL MAÑANA
DEPENDE DE LA PREPARACION QUE SE DE
EN EL PRESENTE A SUS HOMBRES**