UNIVERSIDAD TECNICA FEDERICO SANTA MARIA

Repositorio Digital USM **https://repositorio.usm.cl**

Tesis USM TESIS de Pregrado de acceso ABIERTO

2018

DESARROLLO DE UN PLAN DE MANTENIMIENTO PREVENTIVO PARA LAS UNIDADES DE COMBUSTIBLE Y CONTROL DEL MOTOR LEAP, BASADO EN LOS MANUALES DE MANTENIMIENTO DEL FABRICANTE GE AVIATION

SARAVIA HERNÁNDEZ, GONZALO ANDRÉS

https://hdl.handle.net/11673/45811

Repositorio Digital USM, UNIVERSIDAD TECNICA FEDERICO SANTA MARIA

UNIVERSIDAD TÉCNICA FEDERICO SANTA MARÍA
SEDE CONCEPCIÓN - REY BALDUINO DE BÉLGICA

DESARROLLO DE UN PLAN DE MANTENIMIENTO PREVENTIVO PARA LAS UNIDADES DE COMBUSTIBLE Y CONTROL DEL MOTOR LEAP, BASADO EN LOS MANUALES DE MANTENIMIENTO DEL FABRICANTE GE AVIATION

Trabajo de Titulación para optar al Título
Profesional de Ingeniero de Ejecución en
MANTENIMIENTO INDUSTRIAL

Alumno:
Gonzalo Andrés Saravia Hernández

Profesor Guía:
Sr. Víctor Valdebenito Cartes

2018

UNIVERSIDAD TÉCNICA FEDERICO SANTA MARÍA

SEDE CONCEPCIÓN - REY BALDUINO DE BÉLGICA

DESARROLLO DE UN PLAN DE MANTENIMIENTO PREVENTIVO PARA LAS UNIDADES DE COMBUSTIBLE Y CONTROL DEL MOTOR LEAP, BASADO EN LOS MANUALES DE MANTENIMEINTO DEL FABRICANTE GE AVIATION

Trabajo para optar al Título Profesional de Ingeniero de Ejecución en Mantenimiento Industrial

Alumno : Sr. Gonzalo Saravia.

Profesor Guía : Sr. Víctor Valdebenito Cartes.

2018

RESUMEN

KEYWORDS: MANTENIMIENTO – AVIACION – MOTOR - PREVENTIVO

La industria aeronáutica a lo largo de los años ha tenido un amplio crecimiento sobre todo en lo que respecta a Chile, derivándose en muchas áreas como lo son el mantenimiento, la gestión de insumos, análisis de flota y la gestión de manuales de mantenimiento técnicos de aviación. Ge (General Electric) Aviation, empresa encargada de la producción y el mantenimiento de los motores turbofan de los aviones, posee un departamento en específico el cual produce los manuales de mantenimiento del tipo AMM, EM, CMM, EIPC, ITEM entre otros. Adicional a lo antes mencionado, realiza el mantenimiento en terreno dentro de sus CMA (Centro de Mantenimiento Aeronáutico) autorizados en Estados Unidos, Chile, Brasil y China.

Ser mecánico de aviación o desempeñarse en ese rubro implica tener conocimientos de diversas áreas, ejerciendo ya sea, como mecánico directamente o como gestor de mantenimiento, es aquí donde se buscó desarrollar un programa de mantenimiento preventivo para GE Aviation basado en sus manuales de mantenimiento, los cuales son elaborados en Chile por escritores técnicos.

El plan de mantenimiento se enfoca en el área de combustible y control, siendo este el ATA 73 perteneciente a EM (Engine Manual). Con ayuda de los recursos de la empresa y sus manuales como EM, CMM y EIPC se logró desarrollar un detallado plan preventivo y correctivo.

Dicho plan de mantenimiento busca ser incorporado en el área de mantenimiento de GE Aviation, específicamente en el motor LEAP.

LEAP es un motor nuevo y aún en desarrollo por la empresa GE Aviation, por ende, no posee un plan de mantenimiento completo, solo sus manuales de mantenimiento y procedimientos, siendo esta una de las herramientas principales de la empresa. Hay que tener en cuenta que solo el fabricante y los CMA autorizados pueden ser quienes elaboren estos procedimientos y mantenimientos.

Se incorporó un análisis de falla FMECA, basado en testeos designados por el fabricante según manual para determinar los elementos críticos de la unidad a analizar y poder elaborar un correcto plan de mantenimiento preventivo.

Dicho análisis FMECA dio por resultado que el elemento crítico del sistema de combustible y control era la bomba hidráulica, la cual proporciona combustible a los inyectores en la cámara de combustión, y además proporciona parte del combustible para el sistema hidráulico principal del avión. Dicho combustible es el encargado de activar los actuadores de todas las fases del motor, por ende, se recurrió a realizar otro FMECA

para analizar la bomba de combustible teniendo en cuenta que era una bomba de doble succión, centrifuga y de engranaje. Esta bomba de combustible se divide en dos secciones, la primera se encarga de la baja presión, la cual extrae el combustible de los estanques del avión y los proporciona a las líneas de combustible. La segunda proporciona combustible a los inyectores y el sistema hidráulico principal, por ende, se contempló realizar un análisis FMECA basado en RCM para identificar las fallas más comunes de la bomba y sus componentes para luego decidir con qué lógica actuar según el árbol de fallas RCM.

Como resultado de dicho análisis se obtuvo un plan de mantenimiento del que 19 de 42 tareas fueron preventivas y las demás correctivas, destacando que el mantenimiento correctivo jamás puede ser dejado de lado.

Una vez realizado el análisis bajo lógica de decisión RCM, se pudo apreciar un orden del mantenimiento, sus tareas y su programación, además de que los análisis FMECA dieron a conocer en detalle cómo funciona la bomba y sus componentes, lo que enriquece nuestro conocimiento a nivel técnico e ingeniero.

ÍNDICE

INTRODUCCION **1**
CAPÍTULO 1: ANTECEDENTES DEL TEMA **2**
1.1. OBJETIVO GENERAL 3
1.2. OBJETIVOS ESPECÍFICOS 3
1.3. ALCANCE 3
CAPÍTULO 2: GE AVIATION **5**
2.1. EMPRESA 6
2.1.1. Historia 6
2.1.3. Proveedor líder en motores comerciales 9
2.1.4. Mercado emergente 11
2.2. MOTORES DESARROLLADOS 13
2.2.1. Aviones de doble pasillo 13
2.2.1.1. GE90 13
2.2.1.3. GENX 15
2.2.1.5. CF6 17
2.2.2. Aviones de un solo pasillo 18
2.2.2.1. CFM56 18
2.2.2.2. LEAP 19
2.2.3. Aviones regionales 20
2.2.3.1. CF34 20
2.2.4. Multiplataforma 21
2.2.4.1. CT7 21
CAPITULO 3: MOTOR LEAP **22**
3.1. DESCRIPCIÓN 23
3.3. LOCALIZACION DE LA UNIDAD DE COMBUSTIBLE (ATA 73) 28
3.3.1. Bomba principal de combustible 29
3.4. FUNCIONAMIENTO UNIDAD DE COMBUSTIBLE 30
CAPITULO 4: PLAN DE MANTENIMIENTO PREVENTIVO **31**
4.1. FMECA DE LA UNIDAD DE COMBUSTIBLE Y CONTROL 32
4.1.1. Determinar criterios a evaluar 32
4.1.2. Análisis de criticidad 36
4.2. APLICACIÓN RCM A LA BOMBA PRINCIPAL DE COMBUSTIBLE 38
4.2.1. Determinar el sistema de estudio y subsistemas 38
4.2.2. Definir el contexto operacional de la bomba 38
4.2.2.1. Descripción general 39
4.2.2.2. Esquema / diagrama 39
4.2.2.3. Desglosar los componentes y subcomponentes del equipo 40

4.2.2.4. Ficha resumen 40
4.2.3. Establecer el periodo de fallas 40
4.2.4.1. Construcción de la matriz FMECA 41
4.2.4.2. Identificar cada conjunto, componente, pieza u operación del proceso a estudiar 42
4.2.4.4. Causa de falla 44
4.2.4.5. Efectos de falla 45
4.2.4.6. Medios de detección 46
4.2.4.7. Severidad (S) 47
4.2.4.7. Ocurrencia (O) 48
4.2.4.8. No detección (ND) 50
4.2.4.8. Criticidad y función satisfactoria 51
4.3. PLAN DE MANTENIMIENTO 53
4.3.1. Árbol de fallas detención de bomba 54
4.3.2. Actividades de mantenimiento 56
CONCLUSIONES 58
BIBLIOGRAFÍA 61
ANEXOS 63
ANEXO 1: TIPOS DE MANTENIMIENTO EN AERONAVES Y MANUALES DE MANTENIMIENTO **64**
ANEXO 2: TABLAS DE PROGRAMA DE MANTENIMIENTO PREVENTIVO Y ÁRBOL DE LOGICA RCM **73**
ANEXO 3: TIPOS DE MOTORES A REACCIÓN **77**
ANEXO 4: TABLAS DE ANÁLISIS DE CRITICIDAD BOMBA HIDRÁULICA **78**
ANEXO 5: DIBUJOS TÉCNICOS DE ENSAMBLAJE Y DESENSAMBLAJE DE LA BOMBA HIDRÁULICA **81**

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 2-1. J47 engine 8
Figura 2-2. CF6 engine 9
Figura 2-3. GE90 engine 13
Figura 2-4. GE9X engine 14
Figura 2-5. GENX engine 15
Figura 2-6. GP7200 engine 16
Figura 2-7. CF6 engine 17
Figura 2-11. CT7 engine 21
Figura 3-1. Aspas de fibra de carbono tejidas en 3D del motor LEAP 23
Figura 3-2. Inyector tejido en 3D del motor LEAP 24
Figura 3 3. Camara de combustion en espiral del motor LEAP. 24
Figura 3-4. Sistema de rechazo de desechos del motor LEAP 25
Figura 3-5. Flota LEAP-1A, 1B y 1C 25
Figura 3-6. Partes de un motor turbofan 26
Figura 3-7. Motor geared turbofan 27
Figura 3-8. Componentes del sistema de combustible y control del motor LEAP 28
Figura 3-9. Bomba hidráulica woodward del sistema de combustible e hidráulico. 29
Figura 3-10. Diagrama hidráulico de la bomba principal de combustible 30
Figura 4-1. Diagrama hidráulico de la bomba principal de combustible 39
FIgura 4-2. Diagrama de decisión lógica RCM 53
Figura 4-3. Diagrama metodología RCM 54
Figura 4-4. Desensamblaje de la bomba hidráulica del sistema de combustible 55
Figura 4-5. Diagrama de decisión lógica RCM 56

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 4-1. Frecuencia de fallas 32
tabla 4-2. Impacto operacional 33
tabla 4-3. Flexibilidad operacional. 34
tabla 4-4. Costos del mantenimiento 34
tabla 4-5. Impacto de seguridad y medio ambiente 35
tabla 4-6. Frecuencia de falla versus consecuencia 36
tabla 4-7. Análisis de críticidad FMECA 37
Tabla 4-8. Descripción del componente 39
Tabla 4-9. Ficha resumen del componente 40
Tabla 4-10. Análisis de modos, efectos y críticidad de fallas (FMECA) de proceso 41
Tabla 4-11. Identificación de componentes y subcomponentes para el análisis de modos, efectos y críticidad de fallas (FMECA) de proceso 42
Tabla 4-12. Identificación de componentes y subcomponentes para el análisis de modos, efectos y críticidad de fallas (FMECA) de proceso 43
Tabla 4-13. Causas de falla en subcomponentes 44
Tabla 4-14. Efectos de la falla en el componente 45
Tabla 4-15. Medios de detección de la falla 46
Tabla 4-16. Índice de severidad de la falla 47
Tabla 4-17. Valores de ocurrencia de la falla 48
Tabla 4-18. Valores no detectados de la falla 50
Tabla 4-19. Análisis de críticidad de la bomba hidráulica 51
Tabla 4-20. Actividades FMECA según lógica de decisión RCM 57

SIGLAS Y/O SIMBOLOGÍAS

AMM	: Manual de Mantenimiento de Aeronave.
CMM	: Manual de Mantenimiento de Componentes.
FAA	: Administración Federal de Aviación.
DGAC	: Dirección General Aeronáutica civil.
ERI	: Electro-Radio-Instrumentista.
EIPC	: Catalogo Ilustrativo de Partes del motor.
CMA	: Centro de Mantenimiento Aeronáutico.
CLP	: Pesos chilenos.
GE	: General Electric
GE90	:Motor General Electric modelo 90.
LEAP	:Motor General Electric modelo Leading Edge Aviation Propulsion.
GENX	:Motor General Electric modelo NX.
CF6	:Motor General Eletric modelo CF6.
CFM	:Motor General Eletric modelo CFM.
CF34	:Motor General Electric modelo CF34.
SB	:Service Bulletin.
RD	:Repair Document.
SIN	:Serial Number.
PN	:Part Number.
IC	:Incremental Change.
FT	:Fast Track.

INTRODUCCIÓN

GE Aviation es una empresa que elaboran manuales de mantenimiento del tipo AMM, EM, CMM, EIPC, ITEM, entre otros. A su vez, realiza mantenimiento en los CMA autorizados por General Electric. Dichos manuales son del tipo instructivo, basado en procedimientos e ilustraciones técnicas, haciendo referencia al catálogo ilustrativo de las partes del motor conocido como manual EIPC. Estos manuales son elaborados en base a SIN, CSN, PN e ilustraciones en 3D. Se pueden encontrar varios manuales de mantenimiento de motores desarrollados en Chile como lo son GENX, GE90, CF34, CFM, CF6, LEAP, siendo este último el fuerte a desarrollar, ya que es un motor nuevo y con muy pocas unidades vendidas (solo para testeo), ya que aún se está elaborando su manual de mantenimiento en Chile. Es por esta razón que se busca desarrollar junto con este un programa de mantenimiento para la sección de combustible y control.

Los manuales de mantenimientos e ilustraciones son parte fundamental de la aviación y en las jornadas laborales de un técnico de mantenimiento perteneciente a un CMA, ya que con estos ellos siguen instrucciones de un procedimiento sumamente detallado, ya sea con SIN, CSN, PN, ilustraciones y referencias para poder realizar una tarea de mantenimiento exitosa y segura.

Una de las secciones fundamentales del motor es la sección de combustible y control, cabe destacar que el motor posee múltiples secciones a mantener las que están definidas por ATA, secciones que se detallarán más adelante. En este caso se busca hacer un programa de mantenimiento a una sección fundamental y primordial para el funcionamiento del motor, además de que actualmente la única unidad de manual de mantenimiento oficialmente publicada es la sección de combustible y control, por lo tanto, es la más factible a desarrollar sin poseer vacíos.

Surge la necesidad de presentar un proyecto con el objetivo de mantener en óptimas condiciones el funcionamiento y rendimiento que debe tener el sistema a modo de obtener un mejor nivel de rendimiento y un alargue a su vida útil, lo que daría como resultado una mayor eficiencia. La propuesta de implementación corresponde a los siguientes capítulos:

Capítulo I. Antecedentes del tema.

Capítulo II. GE Aviation.

Capítulo III. Motor LEAP.

Capitulo IV. Programa de mantenimiento preventivo.

Por último, se exponen las conclusiones y recomendaciones que se sugieren sean consideradas, principalmente, por la empresa en estudio.

CAPÍTULO 1: ANTECEDENTES DEL TEMA

1. ANTECEDENTES DEL TEMA

1.1. OBJETIVO GENERAL

Desarrollar un plan de mantenimiento preventivo para la unidad de combustible según ATA 73 del motor LEAP de GE Aviation, basado en los manuales del fabricante, con el fin de buscar un óptimo rendimiento, alargando su vida útil y aminorando posibles paradas técnicas por averías.

1.2. OBJETIVOS ESPECÍFICOS

- Describir el trabajo y la importancia de la empresa y su desarrollo.
- Describir el trabajo e importancia de los manuales de mantenimiento a nivel técnico para el correcto mantenimiento de los motores.
- Describir el ATA 73 correspondiente a la sección de combustible y control en el motor.
- Desarrollar un programa de mantenimiento preventivo.

METODOLOGÍA

- Realizar un registro de los motores pertenecientes a GE Aviation en los cuales se desempeñan los escritores técnicos.

Es necesario tener previo conocimiento de los motores elaborados y mantenidos por la empresa GE, ya que esto nos dará un previo concepto del trabajo realizado.

- Definir ATA 73 en detalle para luego proceder a elaborar un análisis de funcionamiento y localización de componentes.
- Analizar las recomendaciones del fabricante y sus manuales para integrarlas al mantenimiento.
- Desarrollar un plan de mantenimiento para el motor LEAP mediante una CHECK A, basado en análisis de testeos según fabricante.

1.3. ALCANCE

Al desarrollar un plan de mantenimiento preventivo, lo primero que se debe definir es el motor con el cual se trabajará. Anteriormente mencionado, GE Aviation ya posee múltiples motores desarrollados con su respectivo plan de mantenimiento, por lo tanto, se busca generar, en base a otro procedimientos y recomendaciones del fabricante, un

plan de mantenimiento acorde al motor LEAP y su respectivo ATA 73, correspondiente a la unidad de combustible y control.

La empresa actualmente está en proceso de desarrollar el manual de mantenimiento del motor correspondiente al AMM, el cual es elaborado según el fabricante del avión, ya sea Boeing, Airbus o COMAC, empresas que actualmente poseen las unidades de pruebas del nuevo motor LEAP para la flota A320neo, 737MAX y C919. A su vez, se está desarrollando el manual de mantenimiento correspondiente a EM, por lo que se desarrollará un plan de mantenimiento nuevo para el motor LEAP tomando como referencia los antiguos motores y procedimientos ya elaborados, y así aprovechar el ATA 73 que ya está completamente terminado.

CAPÍTULO 2: GE AVIATION

2.1. EMPRESA

GE Aviation es una empresa perteneciente al conglomerado de General Electric. Su principal sede se ubica en Ohio, a las afueras de Cincinnati, Estados Unidos. GE Aviation se encuentra entre los principales proveedores de motores para aviones, trabajando con la mayoría de los aviones comerciales. La división operó bajo el nombre de General Electric Aircraft Engines (GEAE) hasta septiembre de 2005, para luego pasar a llamarse GE Aviation. Los principales competidores en el mercado de motores son Rolls-Roycs y Patt & Whitney. En la actualidad GE Avitation opera en conjunto con Safran Aircraft Engines, de Francia y CFM International.

2.1.1. Historia

Cuando los Estados Unidos entro en la Primera Guerra Mundial en 1917, el gobierno buscó una compañía para desarrollar el primer "propulsor" del motor de avión para la incipiente industria de la aviación de los Estados Unidos. Este amplificador, o turbosupercharger instalado en un motor de pistón, usó los gases de escape del motor para impulsar un compresor de aire y así aumentar la potencia a una mayor altitud.

GE Aviation aceptó el desafío primero, pero otro equipo también pidió la oportunidad de desarrollar el turbosupercharger. Los contratos se adjudicaron en lo que fue la primera competencia de motores de aviones militares en los Estados Unidos. En secreto durante la guerra, ambas compañías probaron y desarrollaron varios diseños hasta que el Ejército de Estados Unidos pidió una demostración a modo de prueba.

En la fría atmósfera Pikes Peak, a 14.000 pies sobre el nivel del mar, GE Aviation demostró un motor Liberty de turbos y sobrealimentación de 350 caballos de fuerza y entró en el negocio de hacer que los aviones volaran más alto, más rápido y con más eficiencia que nunca. Esa prueba en la cima de la montaña del primer turbocompresor consiguió el primer contrato gubernamental relacionado con la aviación de GE y dio camino para que GE se convirtiera en un líder mundial en motores a reacción.

Durante más de dos décadas, GE produjo turbocompresores que permitieron a las aeronaves, incluidas muchas en servicio durante la Segunda Guerra Mundial, volar más alto y con una carga útil más pesada. La experiencia de la compañía en turbinas y turbocompresores hizo que la Fuerza Aérea del Ejército de los Estados Unidos escogiera a GE para desarrollar el primer motor a reacción de la nación.

Desde entonces, la división de motores de aviación de GE Aviation ha demostrado ser pioneros en muchos aspectos, entre ellos se encuentra el primer motor a reacción de

Estados Unidos, el primer turborreactor en impulsar vuelos a dos y tres veces la velocidad del sonido, y el primer motor turbofan de alto baipás del mundo que entró en servicio.

Hoy en día, GE Aviation es un proveedor global de motores, sistemas y servicios. Como líder en tecnología de aviación, GE Aviation continúa diseñando, desarrollando y fabricando motores a reacción, componentes y sistemas integrados para el ejército y aeronaves comerciales, así como también turbinas de gas aero-derivadas para uso marino. Además, GE Aviation es el recurso de mantenimiento de motores integrado líder en el mundo.

2.1.2. Primer motor a reacción en Estados Unidos

Debido a que los principios y desafíos de los turbocompresores también se aplican a las turbinas de gas, GE fue una opción lógica para construir el primer motor a reacción de Estados Unidos.

En 1941, el Cuerpo Aéreo del Ejército de los Estados Unidos eligió la planta de GE en Lynn, Massachusetts, para construir un motor a reacción basado en el diseño del británico Sir Frank Whittle. Seis meses después, el 18 de abril de 1942, los ingenieros de GE ejecutaron con éxito el motor IA.

En octubre de 1942, en Muroc Dry Lake, California, dos motores de IA impulsaron el histórico primer vuelo de un avión Bell XP-59A Airacomet, lanzando a los Estados Unidos a la era del jet. La calificación de empuje de la IA fue de 1.250 libras; el índice de empuje del GE90-115B es más de 90 veces superior a 115.000 libras.

El motor IA incorporó un compresor de flujo centrífugo, al igual que los motores cada vez más potentes desarrollados por GE durante los próximos dos años que culminaron en el motor J33 que fue calificado a 4.000 libras de empuje. El J33 impulsó el primer caza a reacción operacional del Cuerpo Aéreo del Ejército de los Estados Unidos, el P-80 Shooting Star, récord mundial de velocidad de 620 millas por hora en 1947. Antes del final de ese año, un motor GE J35 impulsó un Douglas D-558-1 Skystreak a romper el récord de 650 millas por hora. El J35 fue el primer motor turborreactor GE que incorporó un compresor de flujo axial, el tipo de compresor utilizado en todos los motores GE desde entonces.

Sin embargo, Air Corps, preocupado por interrumpir el suministro de turbocompresores, puso a disposición la producción de los motores a reacción de GE con otros fabricantes, provocando entonces a GE a diseñar otro motor, el J47. Este resultante puso a GE de nuevo en el negocio de construir motores a reacción. Sin embago, la demanda del J47 para impulsar casi todos los nuevos aviones militares de primera línea, en particular el F-86 Sabre Jet, significaba que la planta de Lynn no podía mantenerse al día. GE necesitaba una segunda fábrica.

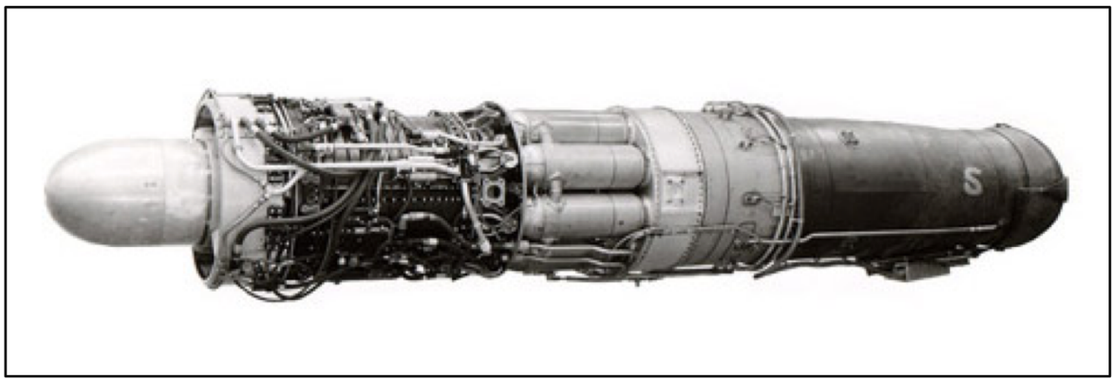


Figura 2-1. J47 Engine

Fuente: https://www.geaviation.com/

GE seleccionó una planta de propiedad federal cerca de Cincinnati, Ohio, donde se produjeron motores de pistón aeronáuticos de Wright durante la Segunda Guerra Mundial. GE inauguró formalmente la planta el 28 de febrero de 1949, con la segunda línea de producción J47 para complementar la línea original en Lynn. Más tarde, la planta se conocería como Evendale y se convertiría en la sede mundial de GE Aviation.

Con la creciente demanda de la Guerra de Corea, el J47 se convirtió en la turbina de gas más producida del mundo. Más de 35.000 motores J47 fueron entregados a fines de la década de 1950. Ese motor obtuvo dos primeros puntos importantes: fue el primer turborreactor certificado para uso civil por la Administración de Aeronáutica Civil de Estados Unidos y el primero en utilizar un dispositivo de postcombustión controlado electrónicamente para aumentar su empuje.

La guerra creó un ambiente de auge. El empleo en las instalaciones de Evendale en GE experimentó un aumento de diez veces, de 1.200 a 12.000 personas en 20 meses, lo que requirió una triplicación del espacio de fabricación. En 1951, GE anunció que la planta de Evendale sería uno de los centros de motores a reacción más grandes del mundo en paz y guerra. En 1954, el complejo de fabricación Evendale, que prácticamente se había desocupado solo seis años antes, fue designado como la planta de producción de GE para grandes motores a reacción, mientras que su planta hermana en Lynn, Massachusetts, se centró en el desarrollo y la producción de pequeños motores a reacción.

2.1.3. Proveedor líder en motores comerciales

Basándose en la tecnología del motor militar TF39, GE se movió agresivamente al mercado civil en 1971 con un motor derivado, el motor turbofan de alto baipás CF6-6, en el Douglas DC-10. La familia CF6 creció hasta incluir CF6-50, CF6-80A, CF6-80C2 y CF6-80E1. En la década de 1980, la familia de motores CF6 surgió como los motores más populares que funcionan con aviones de fuselaje ancho, incluidos el Boeing 747 y 767, el Airbus A300, A310, A330 y el McDonnell Douglas MD-11.

El CF6, en servicio desde 1971, continúa sumándose a su impresionante registro de horas de vuelo, más que cualquier otro motor de avión comercial jamás haya acumulado. Para poner eso en perspectiva, es el equivalente a un motor que funciona las 24 horas del día, los 365 días del año durante más de 26,000 años.

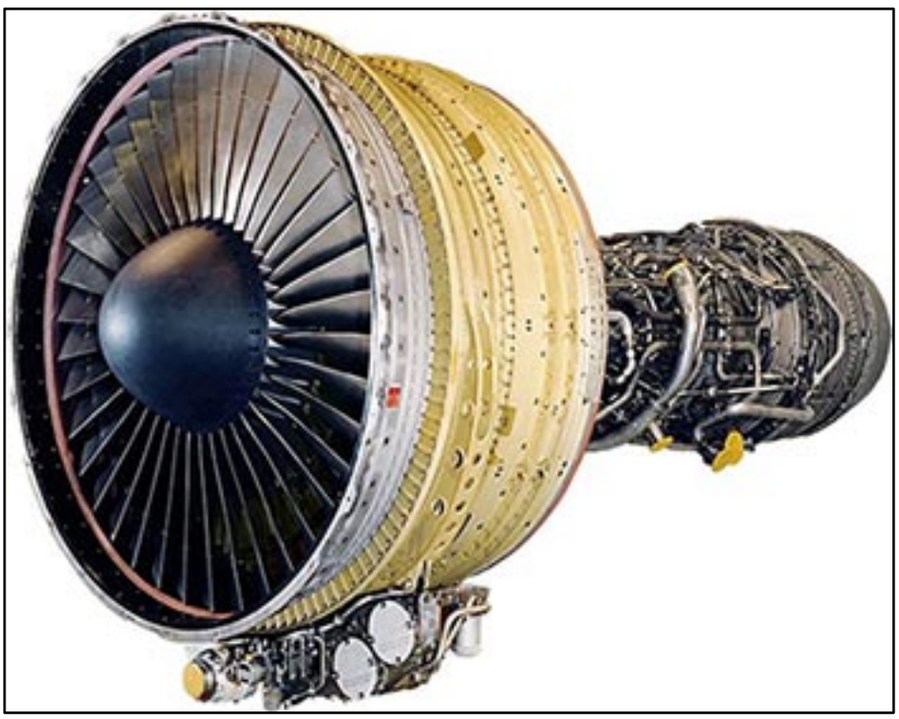


Figura 2-2. CF6 Engine

Fuente: https://www.geaviation.com/

El motor CF6-80C2, que entró en servicio en 1985, ha establecido nuevos estándares de confiabilidad en el servicio comercial y ha sido fundamental en el ascenso de GE como proveedor líder de grandes motores comerciales.

Quizás el mayor cumplido que se le hizo al CF6-80C2 fue que el gobierno de los Estados Unidos lo eligió para impulsar el avión 747 del presidente de los Estados Unidos, el Air Force One.

En 2011, el motor CF6 cumplió 40 años en servicio, consolidando su posición como la piedra angular del negocio de motores de turbofan de baipás de cuerpo ancho y alto en GE.

En 1971, Snecma escogió a GE como socio en el desarrollo de un motor turbofan comercial más pequeño. Esta empresa conjunta, conocida como CFM International, se convertiría en una de las historias de mayor éxito en la historia de la aviación.

Esta colaboración permitió un motor basado en la tecnología de ventilador de Snecma y la tecnología central del motor F101 de GE. La colaboración de GE / Snecma se basó en el deseo de ganar una parte del mercado de aviones de corto a mediano alcance, dominado a principios de la década de 1970 por los motores de bajo baipás. GE quería desarrollar un motor para competir con el motor de bajo baipás, Pratt & Whitney JT8D en el Boeing 737-100 / -200 y McDonnell Douglas DC-9, así como el Boeing 727 trijet.

Aunque CFM se estableció formalmente en 1974, la compañía no recibió su primer pedido hasta 1979 cuando se seleccionó el motor turbofan CFM56-2 para re-motorizar el avión DC-8 Serie 60, identificado luego como DC-8 Super 70s. Luego, la USAF seleccionó la versión militar del CFM56-2, designado F108 en esta aplicación, para rediseñar su flota de aviones cisterna KC-135 a la configuración KC-135R. Con estos pedidos históricos, el CFM56 estaba en camino. Hoy en día, hay varias líneas de motores que conforman la familia CFM.

El CFM56-2 alimenta a más de 550 aviones comerciales y militares en todo el mundo. El CFM56-3 alimenta aproximadamente 2.000 aviones Boeing 737.

Los motores CFM56-5A / -5B impulsan el Airbus Industrie A318, A319, A320 y A321. El CFM56-5C es el motor exclusivo del Airbus A340 de cuatro motores de largo alcance.

El CFM56-7, motor de la serie Boeing Next-Generation 737-600 / -700 / -800 / -900, la familia Boeing 737 más vendida hasta el momento, se lanzó a fines de 1993.

El aumento de la producción del motor CFM56-7 para la aeronave 737 no tuvo precedentes en la aviación comercial, mientras que la producción de la CFM56 para la aeronave Airbus también creció dramáticamente.

CFM International continúa avanzando en la propulsión de los motores a reacción. En 1995, la compañía hizo historia cuando el primer motor equipado con doble cámara de combustión anular (DAC), el CFM56-5B, entró en servicio comercial con Swissair. Esto permitió a los aviones de pasajeros una reducción del 35 por ciento en las emisiones.

CFM56 Project TECH56, un programa de adquisición de tecnología lanzado en 1998 está avanzando en la tecnología para la actualización de motores existentes, además de servir como la base para potenciales motores CFM56 nuevos y derivados.

En 2008, CFM International lanzó LEAP-X, un motor turbofan de línea de base completamente nuevo para impulsar futuros reemplazos para los actuales aviones de fuselaje estrecho. Este motor incorporará tecnologías revolucionarias desarrolladas en los últimos tres años como parte del programa de adquisición de tecnología LEAP56.

En 2009, el programa de desarrollo LEAP-X alcanzó su primer hito cuando el primer núcleo, eCore 1, completó con éxito la primera fase de prueba. Destinado a ofrecer una mejor eficiencia de combustible, el primer motor de demostración completo está programado para funcionar en 2010, mientras que LEAP-X podría ser certificada en 2016.

Hoy en día, casi 21.000 motores CFM están en servicio con más de 450 clientes en todo el mundo, y cada dos segundos de cada día, un avión con motor CFM despega en algún lugar del mundo.

2.1.4. Mercado emergente

GE Aviation continúa aumentando su presencia en China con cerca de 2.000 motores GE y CFM56 actualmente en servicio. Un adicional de 1.000 motores GE y CFM están en venta.

Los aviones más vendidos en China son las familias Airbus A320 y Boeing 737, que funcionan con los motores CFM56. Los motores GEnx de GE han sido muy populares entre los clientes de la región, con pedidos de 44 787 Boeing Dreamliners con motores GEnx. Los motores GE90, CF6 y CF34 de GE también están volando con muchos operadores en la región.

GE está trabajando con Commercial Aircraft Corporation of China (COMAC) en el nuevo avión ARJ21, impulsado por el motor CF34-10A de GE. COMAC ha realizado pedidos de 85 ARJ21 y tiene un mercado de hasta 850 ARJ21 en 20 años, lo que representa un potencial para GE de más de $4 mil millones de dólares en ingresos.

En 2009, GE Aviation y AVIC Systems de China anunciaron que formarían una nueva empresa conjunta para desarrollar y comercializar sistemas de aviónica integrados para clientes de aviones comerciales.

La nueva compañía de aviónica, con sede en China, ofrecerá servicios y productos de aviónica de arquitectura abierta totalmente integrados para futuros programas de aviones comerciales.

Mejorando el rol de GE en el mercado de la aviación china, el motor avanzado LEAP-X1C fue seleccionado como un único motor para el avión COMAC C919. COMAC ha pronosticado un mercado global para más de 2.000 aviones C919 en los 20 años posteriores a la entrada en servicio.

COMAC ha optado por un Sistema de Propulsión Integrado (IPS) completo para el C919. CFM proporcionará el motor denominado provisionalmente LEAP-X1C y, en

asociación con Nexcelle, proporcionará la góndola y el inversor de empuje para entregar una solución completa de IPS al COMAC. Lanzada en 2008, Nexcelle es una empresa conjunta 50/50 entre Middle River Aircraft Systems de GE y SAFRAN Group Aircelle.

La expansión de GE a los mercados emergentes también se ve en el Medio Oriente. En el Salón Aeronáutico de Farnborough 2010, Emirates ordenó 30 aviones Boeing 777-300ER con motor GE90-115B valorados en $2 mil millones de dólares de precio de lista. Emirates también firmó un acuerdo de 12 años de servicios de solución OnPoint SM para el mantenimiento y revisión de sus motores GE90-115B por un valor de más de $1 mil millones de dólares durante su vida útil.

En 2009, en el Salón Aeronáutico de París, GE recibió $8 mil millones de dólares en pedidos. Los Puntos destacados del pedido incluyeron la selección de Etihad del motor GEnx-1B para alimentar su nueva flota de 35 aviones Boeing 787-9 y 10 aviones Boeing 777-300ER con motor GE90-115B. El valor total de ambos pedidos de motores tenía un valor de lista de $2.2 mil millones de dólares. También en 2009, GE y la Compañía de Desarrollo Mubadala de Abu Dhabi firmaron un extenso acuerdo que amplía la red global de GE de proveedores de mantenimiento, reparación y revisión de motores en el Medio Oriente y adelanta los planes de Mubadala para construir una red global de MRO centrada en Abu Dhabi.

A medida que la empresa ha ampliado la oferta para incluir motores, sistemas y servicios, GE Aviation se ha convertido en un proveedor líder dentro de la industria de la aviación. A pesar de los logros anteriores, GE continúa mirando hacia el futuro y está desarrollando nuevas tecnologías que hoy inspirarán a la aviación del mañana.

2.2. MOTORES DESARROLLADOS

2.2.1. Aviones de doble pasillo

2.2.1.1. GE90

Figura 2-3. GE90 Engine

Fuente: https://www.geaviation.com/

Diseñado específicamente para el Boeing 777, el GE90 es el turbofan más potente del mundo.

En 1995, el motor GE90 debutó a bordo de un avión British Airways 777 junto con las primeras aspas de material compuesto de fibra de carbono. Los primeros modelos de motor GE90 tenían salidas entre 74.000 y 94.000 libras de empuje y hoy en día sigue siendo el motor turbofan más grande del mundo. GE ha continuado mejorando el diseño de GE90 con variantes más grandes (-110B y -115B) creadas exclusivamente para los modelos 777 más grandes de Boeing (777-200LR y 777-300ER). El GE90 es ahora el motor más vendido para esa familia de aviones.

Safran Aircraft Engines de Francia, Avio Aero de Italia e IHI Corporation of Japan son participantes de ingresos compartidos en el programa GE90.

2.2.1.2. GE9X

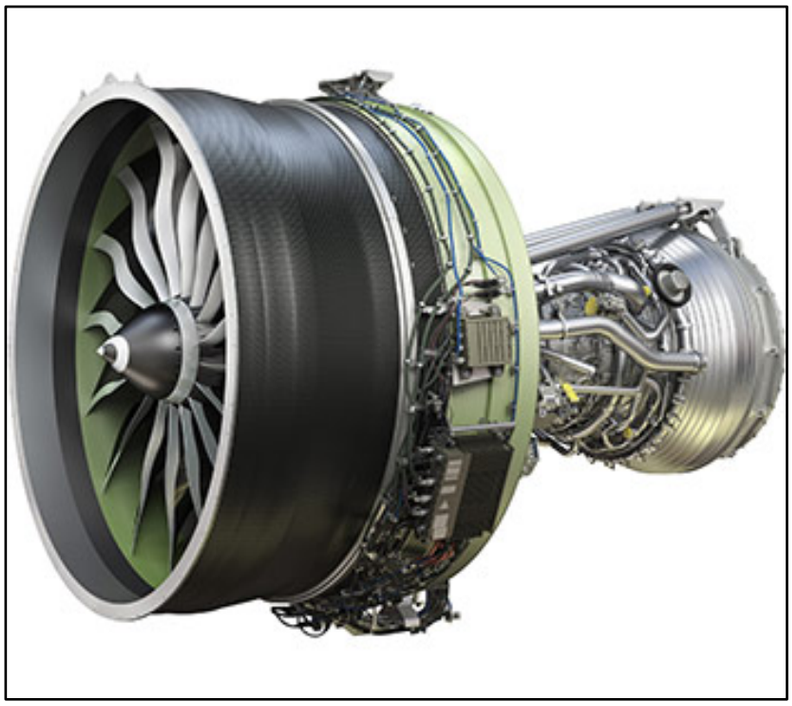


Figura 2-4. GE9X Engine

Fuente: https://www.geaviation.com/

Diseñado específicamente para el Boeing 777X, el GE9X será el motor con mayor eficiencia de combustible que jamás haya producido GE.

Una combinación de diseños evolutivos y revolucionarios permitirá que el GE9X sea el motor a reacción con mayor eficiencia de combustible que GE haya producido jamás por cada libra de empuje. Está diseñado para ofrecer un 10% menos de combustible quemado en el avión en comparación con el GE90-115B con motor 777-300ER, y una mejora del 5% en el consumo de combustible específico en comparación con cualquier motor de doble pasillo disponible, además de lograr una relación de baipás de aproximadamente 10:1, un 60:1 relación de presión general y margen a los límites de ruido de la Etapa 5.

2.2.1.3. GENX

Figura 2-5. GENX Engine

Fuente: https://www.geaviation.com/

Motor usado por la flota Boeing 787 Dreamliner y el 747-8. GEnx es el motor más vendido en la historia de GE Aviation.

El GEnx es el motor a reacción de alto empuje y más vendido en la historia de GE Aviation, con más de 1.600 motores en venta. Además de alimentar cuatro motores Boeing 747-8, el motor GEnx también es el motor más vendido para el Boeing 787 Dreamliner.

Basado en la arquitectura probada del motor GE90, el motor GEnx ofrecerá hasta un 15% de eficiencia de combustible mejorada y un 15% menos de CO2 en comparación con el motor CF6 de GE . El motor GEnx representa un gran avance en la tecnología de propulsión, utilizando los últimos materiales y procesos de diseño para reducir el peso, mejorar el rendimiento y ofrecer un motor de avión comercial más eficiente.

Entre las características innovadoras de GEnx se encuentran una cámara de combustión de doble giro anular (TAPS) que reducirá drásticamente los gases NOx y las aspas del ventilador más grandes y eficientes que ayudarán a que el GEnx sea el motor de avión comercial más silencioso que jamás haya producido. El motor GEnx es también el primer motor a reacción comercial del mundo con una caja de ventilador frontal y aspas de ventilador hechas de materiales compuestos de fibra de carbono.

2.2.1.4. GP7200

Figura 2-6. GP7200 Engine

Fuente: https://www.geaviation.com/

El motor GP7200 es producido por una empresa conjunta 50/50 entre GE y Pratt & Whitney. Es el motor más confiable y más eficiente en consumo de combustible disponible para el Airbus A380.

2.2.1.5. CF6

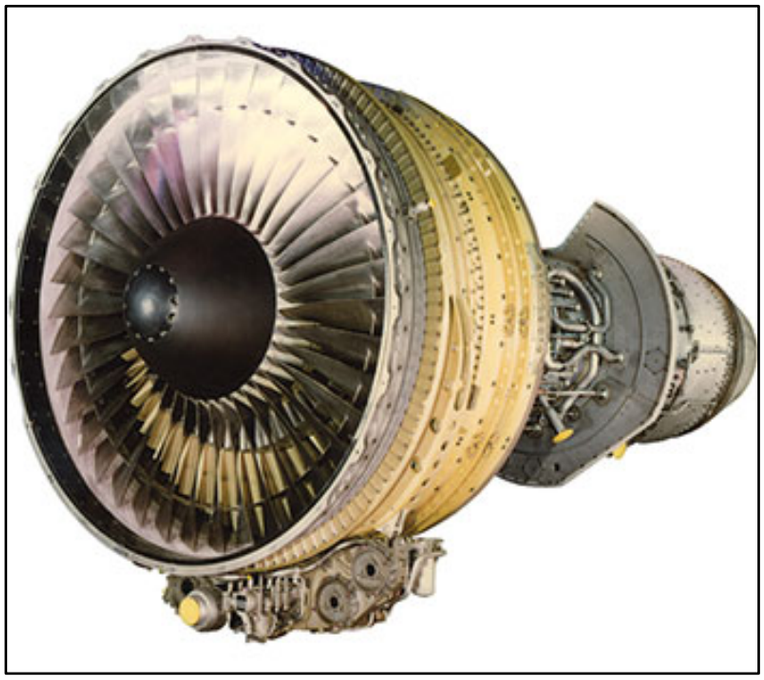


Figura 2-7. CF6 Engine

Fuente: https://www.geaviation.com/

Durante 45 años, la familia de motores CF6 ha sido la piedra angular de la mejor aeronave comercial de largo alcance y amplia autonomía de la industria.

Durante 45 años, la familia de motores CF6 ha establecido un impresionante récord operacional. Los motores CF6 han recopilado casi 430 millones de horas de vuelo desde que ingresaron al servicio de ingresos comerciales en 1971. Certificados para operar con más de 13 tipos diferentes de aeronaves, el CF6 ha acumulado más de 115 millones de ciclos de vuelo en servicio.

El vuelo de Qantas de Dallas a Brisbane es uno de los vuelos comerciales sin escalas más largos del mundo, y los motores CF6 de GE lo hacen posible. El vuelo (Qantas, vuelo QFA8) de Dallas, Texas a Brisbane, Australia, usa un avión Boeing 747-400 y es impulsado por cuatro motores GE CF6. El vuelo suele durar más de 15 horas y cubre casi 8.500 millas. Significa que los turistas que viajan desde América del Norte pueden comenzar sus vacaciones de ensueño en Australia al día siguiente.

2.2.2. Aviones de un solo pasillo

2.2.2.1. CFM56

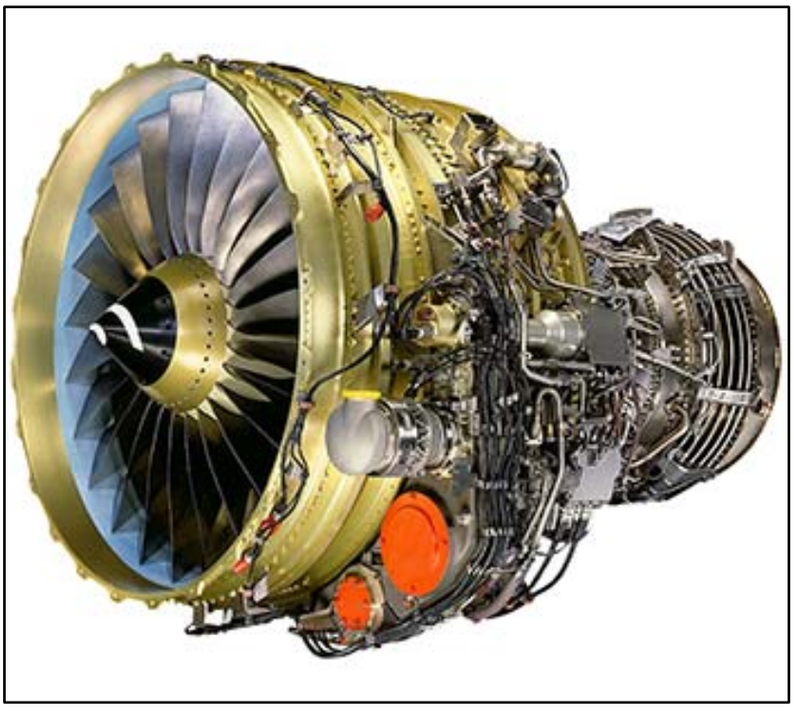


Figura 2-8. CFM56 Engine

Fuente: https://www.geaviation.com/

El CFM56 es producido por una empresa conjunta 50/50 entre GE y Safran Aircraft Engines. Es el motor de avión más vendido del mundo con más de 30.000 motores entregados a más de 550 clientes en todo el mundo.

El CFM56-5B es el motor de elección para la familia A320, ya que ha sido seleccionado para impulsar casi el 60% de la aeronave solicitada. Hoy en día, es el único motor que puede impulsar a todos los modelos de la familia A320 con una sola lista de materiales. La amplia aceptación del mercado del motor se debe a su arquitectura simple y robusta que le otorga la mayor confiabilidad, durabilidad y reparabilidad de su clase.

2.2.2.2. LEAP

Figura 2-9. LEAP Engine

Fuente: https://www.geaviation.com/

Un nuevo sucesor del CFM56, el nuevo motor LEAP que trae mejoras de dos dígitos en la eficiencia del combustible, las emisiones y el ruido, con la confiabilidad legendaria y el bajo costo de propiedad de su predecesor, además de poseer elementos hechos en impresoras 3D, restando peso al motor y ahorrando más combustible.

2.2.3. Aviones regionales

2.2.3.1. CF34

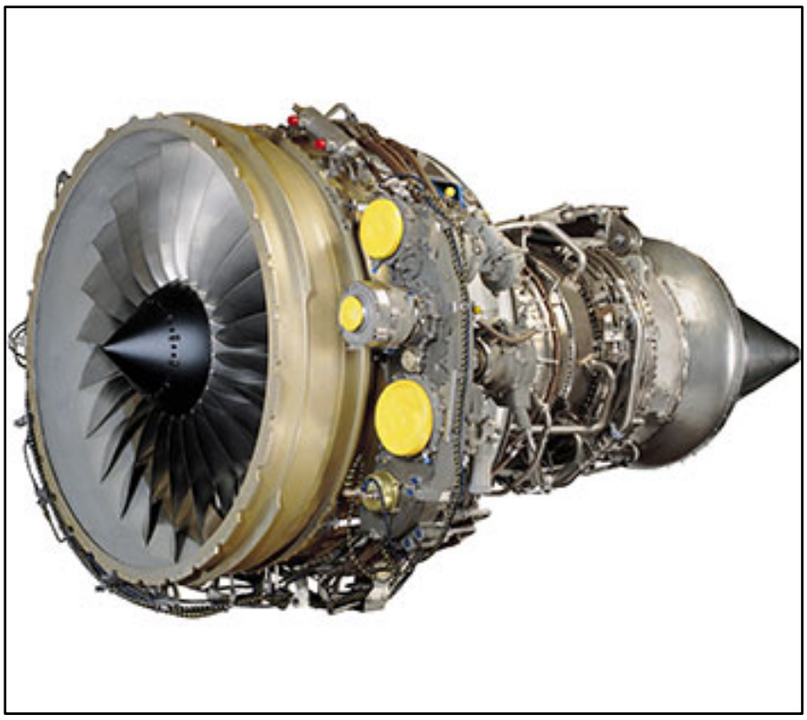


Figura 2-10. CF34 Engine

Fuente: https://www.geaviation.com/

El motor CF34 ayudó a lanzar la era de los jets regionales. Más de 135 millones de horas de vuelo y 110 millones de ciclos de vuelo más tarde, continúa estableciendo el estándar de rendimiento, durabilidad y confiabilidad

El CF34-8C5 es un sistema avanzado de propulsión turbofan de 14.500 libras de empuje que impulsa el avión de pasajeros de la serie Bombardier CRJ900. El motor cuenta con un 50% más de empuje, mayor relación entre empuje y peso, menor consumo de combustible específico, menor número de piezas y mayor capacidad de mantenimiento en comparación con el CF34-3. El CF34-8C5B1 es una versión reducida del CF34-8C5, y alimenta el avión de pasajeros de la serie CRJ700 de Bombardier. Con cambios mínimos, el CF34-8C5B1 es completamente intercambiable con el CF34-8C5 en el avión CRJ700 o CRJ900, proporcionando un valor óptimo para las operaciones de flotas mixtas.

2.2.4. Multiplataforma

2.2.4.1. CT7

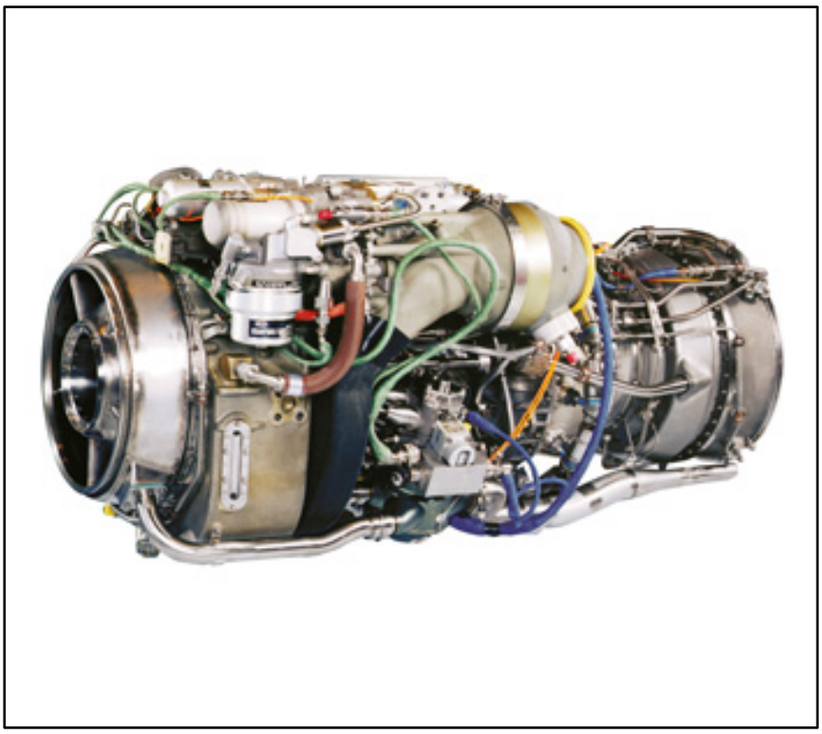


Figura 2-8. CT7 Engine

Fuente: https://www.geaviation.com/

Un motor versátil multiplataforma, el motor de turboeje CT7 ha impulsado numerosos aviones comerciales durante más de 30 años.

El miembro más nuevo de la familia CT7, el CT7-2E1, es una versión civil avanzada del T700-701D. Cuenta con una nueva turbina de alta presión con vida útil mejorada y un FADEC avanzado. Certificado en junio de 2013, el -2E1 se encuentra actualmente en servicio en el helicóptero súper mediano AW189. Otra versión de este motor, el CT7-2F1, está programada para la certificación en 2018 y alimentará al Bell 525 Relentless. Además, las variantes del CT7-2 actualmente alimentan el AW 149 y el Bell 214ST.

CAPITULO 3: MOTOR LEAP

3.1. DESCRIPCIÓN

Motor de la familia CFM similar al modelo CFM56, LEAP ofrece una mejora del 15% en el consumo de combustible en comparación con los mejores motores CFM56 de la actualidad, y mantiene el mismo nivel de fiabilidad de despacho y costos de mantenimiento del ciclo de vida.

Aprovechando los éxitos y la experiencia incomparable del programa CFM56, el motor LEAP está diseñado para una confiabilidad de despacho del 99.98%. lo que significa más tiempo en el aire y menos tiempo de mantenimiento.

Aerodinámicamente eficiente, tejido en 3D, las aspas del ventilador del motor LEAP se fabrican a partir de compuestos de fibra de carbono RTM (Resin Transfer Moulding) trenzado en 3D, una novedad en la industria para CFM. Esta tecnología hace que las aspas del ventilador no solo sean livianas, sino también tan duraderas, que cada aspa individual sea lo suficientemente fuerte como para soportar el peso de un avión de fuselaje ancho como el Airbus A350 o Boeing 787.

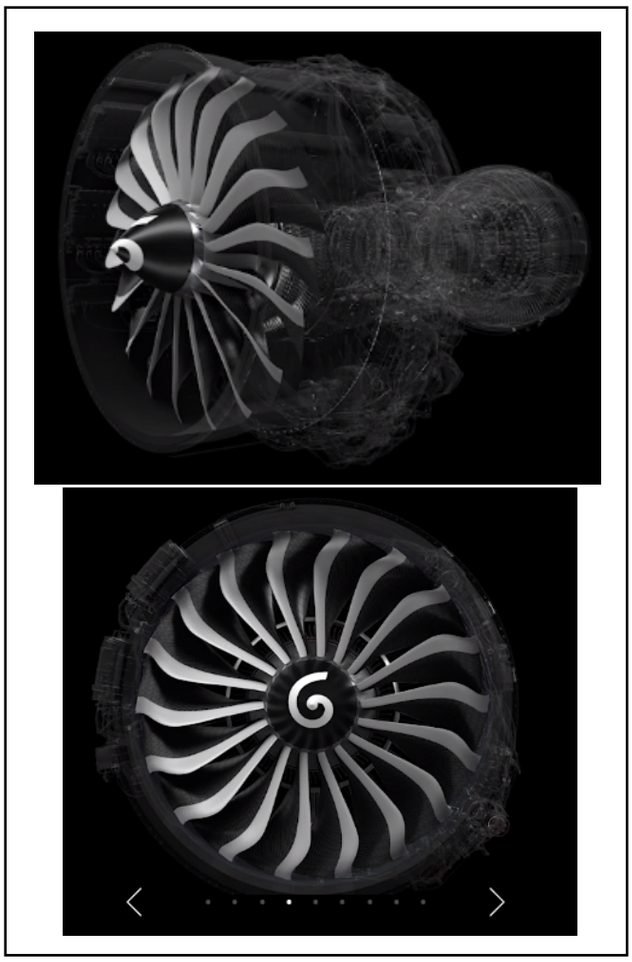


Figura 3-1. Aspas de fibra de carbono tejidas en 3D del motor LEAP

Fuente: https://www.geaviation.com/

El motor LEAP es el primer motor en utilizar la fabricación aditiva para crear motores complejos, completamente densos, pero más ligeros. Sus inyectores de combustible son un 25% más livianos que los modelos anteriores y son cinco veces más duraderos que las piezas fabricadas convencionalmente.

Figura 3-2. Inyector tejido en 3D del motor LEAP

Fuente: https://www.geaviation.com/

Presenta la segunda generación de combustor espiral de premezclado de doble anular (TAPS II), TAPS II reduce las emisiones de NOx en un 50% en comparación con los estándares CAEP/6. A diferencia de los quemadores tradicionales que mezclan combustible y aire dentro de la cámara de combustión, la boquilla LEAP premezcla estos elementos para proporcionar lo que nuestros ingenieros denominan combustión pobre.

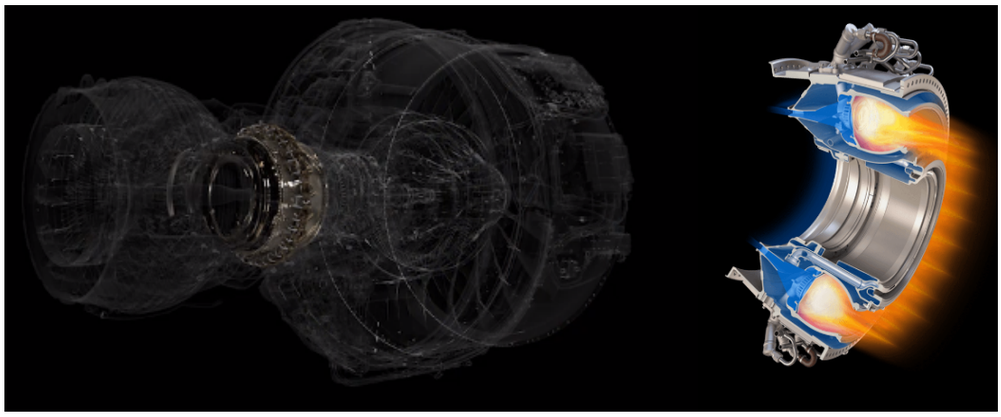


Figura 3 3. Camara de combustion en espiral del motor LEAP.

Fuente: https://www.geaviation.com/

Además, posee un sistema de rechazo de desechos que proporciona la mejor protección contra la erosión, evitando que la arena, la suciedad y otros elementos dañinos lleguen al núcleo. Como resultado, el motor LEAP, altamente duradero y eficiente, se mantiene más nuevo durante más tiempo.

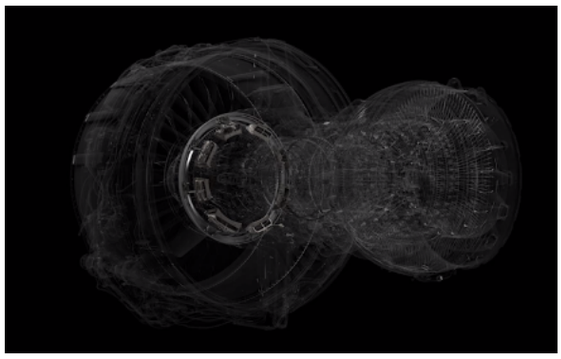


Figura 3-4. Sistema de rechazo de desechos del motor LEAP

Fuente: https://www.geaviation.com/

En su camino hacia la certificación de motores, CFM llevó su programa de pruebas LEAP al límite. Para cumplir con las expectativas de rendimientos y confiabilidad hechas a sus clientes, se construyeron un total de 60 motores LEAP para ejecutar el programa de certificación de pruebas en tierra y vuelo más extenso de la historia de la compañía.
Hasta la fecha, los motores LEAP-1A, LEAP-1B y LEAP-1C han sido certificados conjuntamente por EASA y FAA.

LEAP fue diseñado para las siguientes aplicaciones de un solo pasillo:

Figura 3-5. Flota LEAP-1A, 1B y 1C

Fuente: https://www.geaviation.com/

3.2. FUNCIONAMIENTO

Un motor aeronáutico o motor de aviación es aquel que se utiliza para la propulsión de aeronaves mediante la generación de una fuerza de empuje.

El avión utiliza un motor de reacción que es una máquina que produce un empuje realizando una serie de transformaciones termodinámicas a un fluido, en el caso del avión, el aire. Este motor se basa en 2 leyes fundamentales:

• 2ª Ley de Newton: "El aumento en la cantidad de movimiento es igual al impulso de la fuerza aplicada". Es decir, la fuerza que se le aplica a un cuerpo es igual a la masa de dicho cuerpo por la aceleración que desarrolla al aplicarle dicha fuerza.

•3ª Ley de Newton: "A toda acción le corresponde una reacción igual y de sentido contrario". Es decir, que cuando aplicas una fuerza a un objeto esa fuerza se te aplicará a ti pero en sentido contrario.

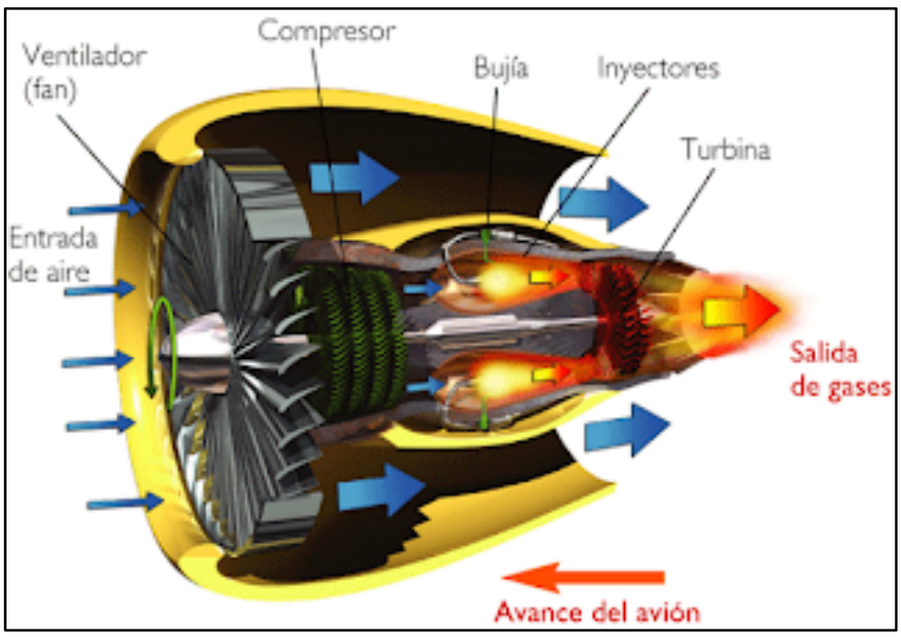


Figura 3-6. Partes de un motor Turbofan

Fuente: http://www.takeoffbriefing.com/como-funciona-un-motor-a-reaccion/

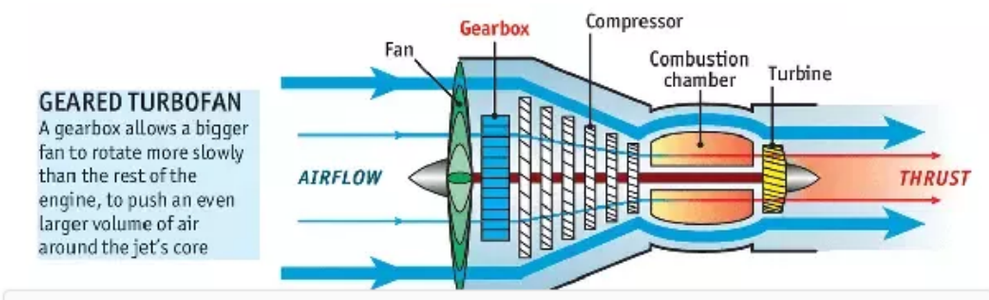


Figura 3-7. Motor geared turbofan

Fuente: https://en.wikipedia.org/wiki/Bypass_ratio

El motor LEAP fue diseñado con un motor geared turbofan, ya que posee un diseño del cual se aprovecha más su capacidad aerodinámica, como también la posibilidad de reducir emisiones, ahorrar combustible, aminorar ruido y usar el flujo de aire constante como un sistema de enfriamiento para el motor y sus accesorios.

Turbofan o turboventilador funciona de la siguiente manera: el flujo primario penetra al núcleo del motor (compresores y turbinas) y el flujo secundario se deriva a un conducto anular exterior y concéntrico con el núcleo. Los turbofanes tienen varias ventajas respecto a los turborreactores: consumen menos combustible, lo que los hace más económicos, producen menor contaminación y reducen el ruido.

3.3. LOCALIZACION DE LA UNIDAD DE COMBUSTIBLE (ATA 73)

Según el manual de mantenimiento del fabricante, GE Aviation, la unidad de combustible correspondiente al ATA 73 se define en las siguientes partes las cuales serán sometidas a un análisis FMECA para luego elaborar un plan de mantenimiento preventivo.

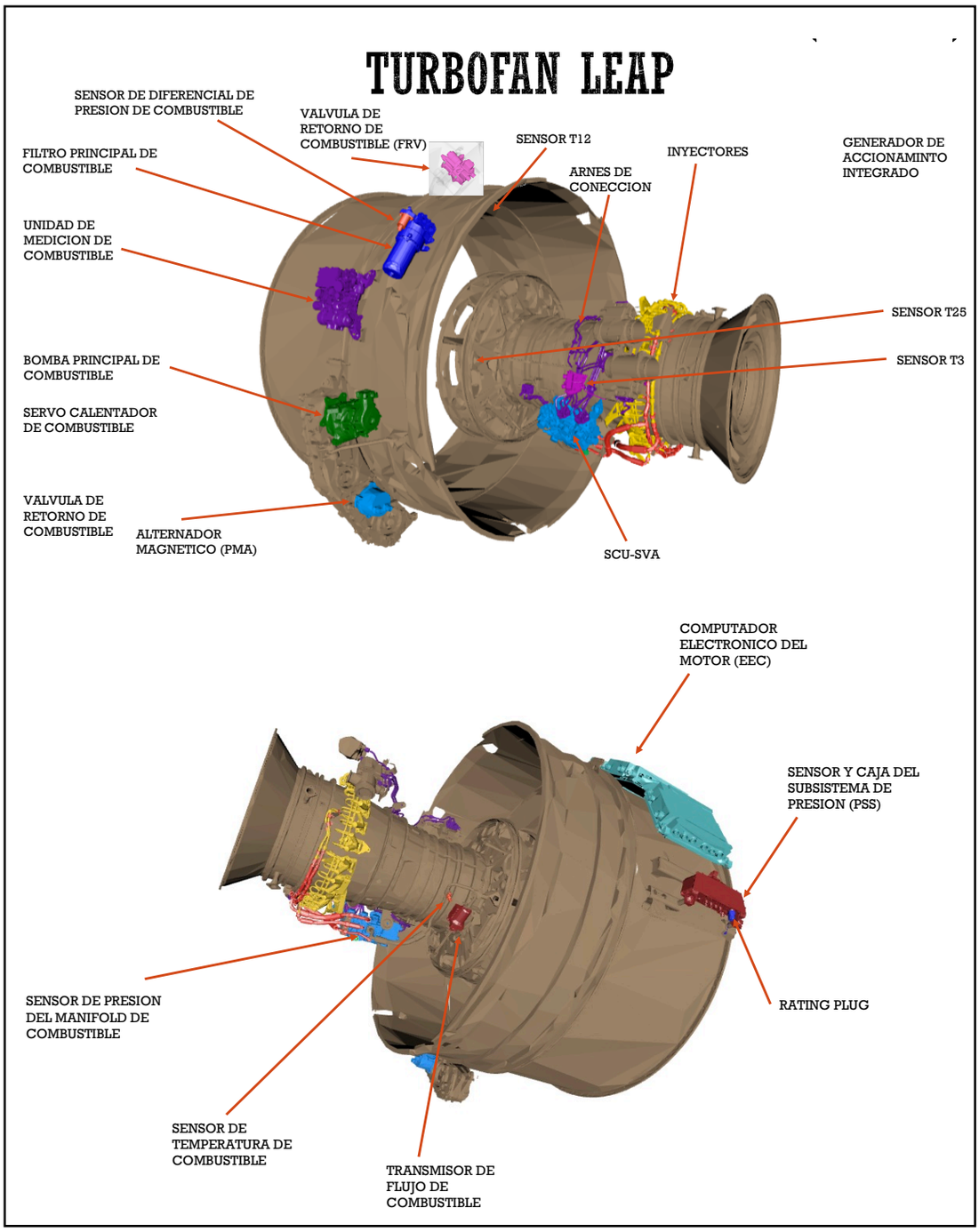


Figura 3-8. Componentes del sistema de combustible y control del motor LEAP

Fuente: Elaboración propia. apoyo del departamento de ilustraciones de GE Aviation

3.3.1. Bomba principal de combustible

La bomba del motor principal es una bomba de combustible que se divide en dos secciones, una de desplazamiento positivo de tipo engranaje y una parte perteneciente a la bomba centrifuga, ambas se dividen en dos etapas, alta presión y baja presión, las cuales suministran el flujo de combustible quemado al motor a reacción para soportar la combustión principal. La bomba consta de dos elementos principales de bombeo, refuerzo y etapa de engranaje. El combustible se recibe en la entrada del componente desde el tanque de combustible del fuselaje donde entra en la etapa de impulso. El flujo de descarga de la etapa de impulso se dirige a un intercambiador de calor y luego vuelve a entrar en la entrada de la etapa del engranaje de la bomba de combustible principal. El flujo de combustible del motor se descarga desde la etapa del engranaje primario a alta presión y se dirige a la unidad de medición de combustible. La bomba de combustible está equipada con una válvula de alivio de alta presión para evitar que el sistema de combustible se presurice en exceso.

La bomba de combustible principal (MFP) está montada en la caja de engranajes de accesorios (AGB) y está impulsada por el eje de la caja de engranajes de accesorios. Cada vez que el motor central gira, el MFP proporcionará presión y flujo de combustible. El suministro de combustible desde la aeronave se proporciona al lado de entrada de la etapa de refuerzo centrífugo del MFP a través de un tubo / manguera con una interfaz de brida de cuatro (4) pernos. El MFP entrega flujo de descarga de la etapa de refuerzo centrífugo a la unidad de medición de combustible (FMU) en la aplicación LEAP-1C y en la aplicación LEAP-1A, entrega el flujo a la FMU luego de pasar por el intercambiador de combustible y aceite, y el flujo a la FRV. El MFP proporciona flujo de descarga de la etapa de engranaje de alta presión al filtro de combustible principal y recibe flujo de derivación de la FMU, todo a través de conexiones de tubo / manguera. Una válvula de derivación en la etapa de engranaje del MFP protege el sistema de combustible contra la sobrepresión.

El combustible proveniente de la bomba se divide en dos flujos:

-Combustible medido que va directamente a los inyectores.

-Servo combustible, que activa los actuadores de estaciones de alta y baja presión a través del sistema hidráulico principal (HMU).

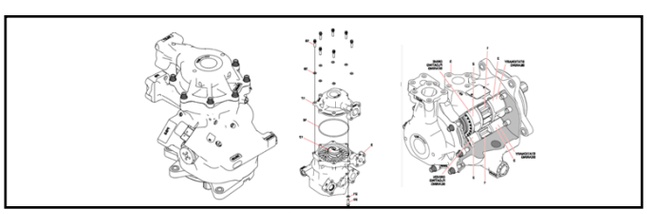


Figura 3-9. Bomba hidráulica woodward del sistema de combustible e hidráulico
Fuente: Dibujo técnico extraído del manual de mantenimiento de la bomba.

3.4. FUNCIONAMIENTO UNIDAD DE COMBUSTIBLE

El sistema de combustible del motor está diseñado para inyectar combustible a la cámara de combustión y controlar el sistema hidráulico principal.

El combustible proviene de los tanques del avión, los cuales se almacenan en el ala izquierda, ala derecha y al centro del avión, para ser extraído por una bomba de baja presión de tipo paleta y centrifuga. Luego de esto, el combustible es calentado por el intercambiador de calor que en conjunto con el aceite intercambian calor para mantener una temperatura apta de operación en aire y así evitar la formación de hielo. Luego, el combustible es filtrado por el filtro principal y es enviado a la misma bomba que contiene una división que es una bomba de tipo engranaje de alta presión con la cual se impulsa parte del combustible para activar los actuadores de las fases del motor y de las distintas cámaras y, por otra parte, el combustible es inyectado en la cámara de combustión para generar empuje en este.

El sistema de combustible se divide en 3 principales funciones: distribución, control e indicación.

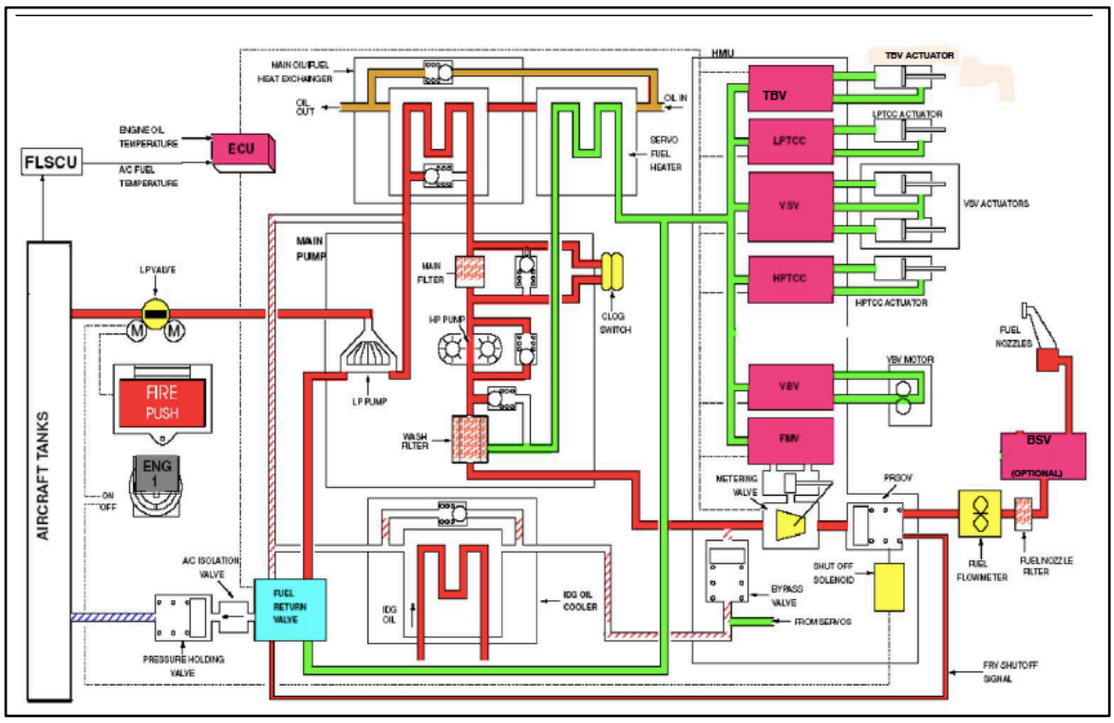


Figura 3-10. Diagrama hidráulico de la bomba principal de combustible

Fuente: Material de entrenamiento técnico LATAM Airlines

CAPITULO 4: PLAN DE MANTENIMIENTO PREVENTIVO

4.1. FMECA DE LA UNIDAD DE COMBUSTIBLE Y CONTROL

4.1.1. Determinar criterios a evaluar

Se realizó un análisis de criticidad para la unidad de combustible y control del motor turbofan LEAP con el fin de identificar cuál de sus componentes era el más crítico para ser sometido a un plan de mantenimiento preventivo.

Las consecuencias son de diferente orden, ya sean operacionales, económicas, de seguridad y/o medio ambiente, por tanto, la consecuencia y la criticidad está dada por las siguientes ecuaciones:

CONSECUENCIA = (IMPACTO OPERACIONAL*FLEXIBILIDAD OPERACIONAL) + COSTOS DE MANTENIMIENTO + IMPACTO SEGURIDAD Y MEDIO AMBIENTE

CRITICIDAD = FRECUENCIA X CONSECUENCIA

Para el análisis de criticidad se tomarán en cuenta los siguientes valores según corresponda:

-Frecuencia de fallas: Es el número de veces que se repite un evento considerado como falla dentro de un periodo de tiempo que para nuestro caso será de 200 horas de vuelo.

Tendremos entonces 3 posibles calificaciones para este ítem:

Tabla 4-1. Frecuencia de fallas

FRECUENCIA DE FALLAS		VALOR
ALTA	MÁS DE 5 FALLAS POR 400-600 HORAS	4
BAJA	DE 1 A 2 FALLAS POR 400-600 HORAS	2
EXCELENTE	MENOS DE 1 FALLA POR 400-600 HORAS	1

Fuente: Elaboración propia con apoyo de https://reliabilityweb.com/sp/

-Impacto operacional: Efectos causados por las averías del sistema de combustible completo, evaluándolo de la siguiente forma:

Tabla 4-2. Impacto operacional

IMPACTO OPERACIONAL	VALOR
DETENCIÓN INMEDIATA DE TODO EL MOTOR INCLUYENDO SISTEMAS ADYANCENTES	10
DETENCIÓN INMEDIATA DEL SISTEMA PRINCIPAL HIDRÁULICO	6
IMPACTA LOS NIVELES DE FUNCIÓN DEL EQUIPO	4
REPERCUTE EN COSTOS OPERATIVOS ADICIONALES ASOCIADOS A LA DISPONIBILIDAD DEL EQUIPO	2
NO GENERA NINGÚN EFECTO SIGNIFICATIVO SOBRE EL MOTOR	1

Fuente: Elaboración propia con apoyo de https://reliabilityweb.com/sp/

-Flexibilidad operacional: Definida como la posibilidad de realizar un cambio rápido para continuar con el proceso de combustión, se evalúa de la siguiente forma:

Tabla 4-3. Flexibilidad operacional.

FLEXIBILIDAD OPERACIONAL	VALOR
NO EXISTE OPCIÓN DE OTRO SISTEMA DE RESPALDO	4
EXISTE OPCIÓN DE RESPALDO COMPARTIDO	2
EXISTE OPCIÓN DE RESPALDO	1

Fuente: Elaboración propia con apoyo de https://reliabilityweb.com/sp/

-Costos del mantenimiento: Tomando todos los costos que implica la labor de mantenimiento, en un plano correctivo se evalúa de la siguiente forma:

Tabla 4-4. Costos del mantenimiento

COSTOS DEL MANTTO	VALOR
0 A 250 USD	1
250 A 500 USD	2
500 A 750 USD	3
750 A +1000 USD	4

Fuente: Elaboración propia con apoyo de https://reliabilityweb.com/sp/

-Impacto de seguridad y medio ambiente: Enfocado a evaluar los posibles inconvenientes que puede causar sobre las personas o el medio ambiente, se evalúa de la siguiente forma:

Tabla 4-5. Impacto de seguridad y medio ambiente

IMPACTO DE SEGURIDAD Y MEDIO AMBIENTE	VALOR
AFECTA LA SEGURIDAD HUMANA INTERNA DEL AVIÓN O EXTERNA	40
ALFECTA EL MEDIO AMBIENTE PRODUCIENDO DAÑOS SEVEROS	32
AFECTA COMPONENTES ADYANCENTES CAUSANDO DAÑOS SEVEROS	24
PROVOCA ACCIDENTES MENORES AL PERSONAL INTERNO	16
PROVOCA UN EFECTO AMBIENTAL PERO NO INFRINGE LAS NORMAS	8
NO PROVOCA NINGÚN DAÑO A LAS PERSONAS O AL MEDIO AMBIENTE	0

Fuente: Elaboración propia con apoyo de https://reliabilityweb.com/sp/

4.1.2. Análisis de criticidad

Una vez determinado los criterios a evaluar para elaborar el FMECA se procede a completar la tabla general de análisis de criticidad para determinar cuál de los componentes es el más crítico, para así darle prioridad en mantenimiento y desarrollar un mantenimiento preventivo de este. Esto evita posibles fallas ocasionales que recurran a un mantenimiento correctivo y disminuye la disponibilidad del equipo.

Se determina la siguiente tabla como análisis de criticidad según frecuencia de falla versus consecuencia:

Tabla 4-6. Frecuencia de falla versus consecuencia

FRECUENCIA	0-32	33-65	66-98	99-131	132-164
5					
4					
3					
2					
1					

CONSECUENCIA

Crítico
Semi Crítico
No Crítico

Fuente: Elaboración propia con apoyo de https://reliabilityweb.com/sp/

Luego se procede a elaborar una tabla de análisis FMECA para cada componente correspondiente a la unidad de combustible y control:

Tabla 4-7. Análisis de criticidad FMECA

ANALISIS DE CRITICIDAD									
	SUBSISTEMAS	FRECUENCIA	IMPACTO OPERACIONAL	FLEXIBILIDAD	COSTOS DE MANTTO	IMPACTO SHA	CONSECUENCIAS	TOTAL	JERARQUIZACION
UNIDAD DE COMBUSTIBLE Y CONTROL ATA 73	BOMBA PRINCIPAL DE COMBUSTIBLE	4	10	4	4	40	84	336	CRITICO
	FILTRO PRINCIPAL DE COMBUSTIBLE	2	2	4	2	24	34	68	SEMI CRITICO
	SERVO CALENTADOR DE COMBUSTIBLE	2	3	2	3	24	33	66	SEMI CRITICO
	INYECTORES	1	4	2	4	24	36	36	NO CRITICO
	VALVULA DE RETORNO DE COMBUSTIBLE (FRV)	2	4	1	3	24	31	62	NO CRITICO
	GENERADOR DE ACCIONAMIENTO INTEGRADO	1	2	1	3	24	29	29	NO CRITICO
	UNIDAD DE MEDICION DE COMBUSTIBLE	1	4	1	3	24	31	31	NO CRITICO
	SCU-SVA	1	4	4	4	24	44	44	NO CRITICO
	SENSOR T12	2	2	4	2	0	10	20	NO CRITICO
	SENSOR T25	2	2	4	2	0	10	20	NO CRITICO
	SENSOR T3	2	2	4	2	0	10	20	NO CRITICO
	SENSOR DE TEMPERATURA DE COMBUSTIBLE	1	4	4	2	24	42	42	NO CRITICO
	SENSOR DE PRESION DEL MANIFOLD DE COMBUSTIBLE	1	2	4	2	24	34	34	NO CRITICO
	SENSOR DE PRESION DEL TRANSDUCTOR DEL MANIFOLD DE COMBUSTIBLE	1	2	4	2	24	34	34	NO CRITICO
	ALTERNADOR MAGNETICO (PMA)	1	4	2	4	24	36	36	NO CRITICO
	SENSOR Y CAJA DEL SUBSISTEMA DE PRESION (PSS)	1	2	4	2	24	34	34	NO CRITICO
	CONECTOR DE RATING	1	2	4	2	24	34	34	
	COMPUTADOR ELECTRONICO DEL MOTOR (EEC)	1	10	1	4	24	38	38	
	ARNES DE CONECCION	2	10	4	2	24	66	132	SEMI CRITICO
	TRANSMISOR DE FLUJO DE COMBUSTIBLE	2	6	4	4	24	52	104	SEMI CRITICO
	SENSOR DE DIFERENCIAL DE PRESION DE COMBUSTIBLE	2	4	4	2	24	42	84	SEMI CRITICO

Fuente: Elaboración propia con apoyo de https://reliabilityweb.com/sp/

Se logra determinar que la unidad más crítica, correspondiente a la unidad de combustible y control, es la bomba principal de combustible. Sin previo análisis FMECA

se podía sospechar que la bomba principal podría ser uno de los elementos más críticos, ya que es la que genera la combustión principal llevando combustible a los inyectores de la cámara de combustión y, además es la que provee de combustible a los actuadores principales de las distintas fases de las cámaras de presión, ya sea altas o bajas, por ende inyecta combustible y maneja el sistema principal hidráulico del motor.

4.2. APLICACIÓN RCM A LA BOMBA PRINCIPAL DE COMBUSTIBLE

Para poder crear un exitoso plan de mantenimiento a la bomba principal de combustible usando el método del RCM (Reliability Centered Maintenance) o MCC (Mantenimiento Centrado en Confiabilidad) es necesario cumplir con los pasos que se explican en los subcapítulos siguientes.

4.2.1. Determinar el sistema de estudio y subsistemas

Para lograr este punto es necesario usar algún método de jerarquización que permita discriminar un sistema de otro y que justifique la selección de uno de ellos. Se pueden utilizar análisis de criticidad cuantitativos, los que discriminan a los sistemas utilizando juicios de evaluación no numéricos, es decir, no establecen factores o formulas, sino que se centran en la importancia del sistema dentro del funcionamiento de la planta, o sea, juzga a los sistemas por su función y no por su valor.

4.2.2. Definir el contexto operacional de la bomba

Este es un paso primordial en la ejecución del RCM o MCC, ya que este método se centra en conservar las características operacionales del activo, lo que es de suma importancia definirlo.

Para completar esto es necesario obtener datos de utilidad como lo son, la ubicación, los componentes rangos de trabajo, función principal, funciones secundarias, medio ambiente de trabajo, disponibilidad para el mantenimiento, tiempos de operación, equipos/sistemas circundantes, automatización, entre otros. Esta información se listara en los siguiente subcapitulos:

4.2.2.1. Descripción general

Se debe describir la ubicación, la capacidad del equipo, breve descripción del proceso en que se encuentra el equipo y algún detalle que se considere necesario agregar. Se puede utilizar una tabla como la siguiente:

Tabla 4-8. Descripción del componente

ÁREA	EQUIPOS	FUNCIÓN DENTRO DEL TURBOFAN	FLUIDO

Fuente: Elaboración propia con apoyo de https://reliabilityweb.com/sp/

4.2.2.2. Esquema / diagrama

Es una representación gráfica de la descripción general que permite un mejor entendimiento de esta. Se pueden realizar planos de ubicación, diagramas del proceso, diagramas de flujo, etc. Cualquier medio que permita una mejor visualización del equipo, como, por ejemplo, el esquema de funcionamiento del sistema de combustible y la bomba principal de combustible

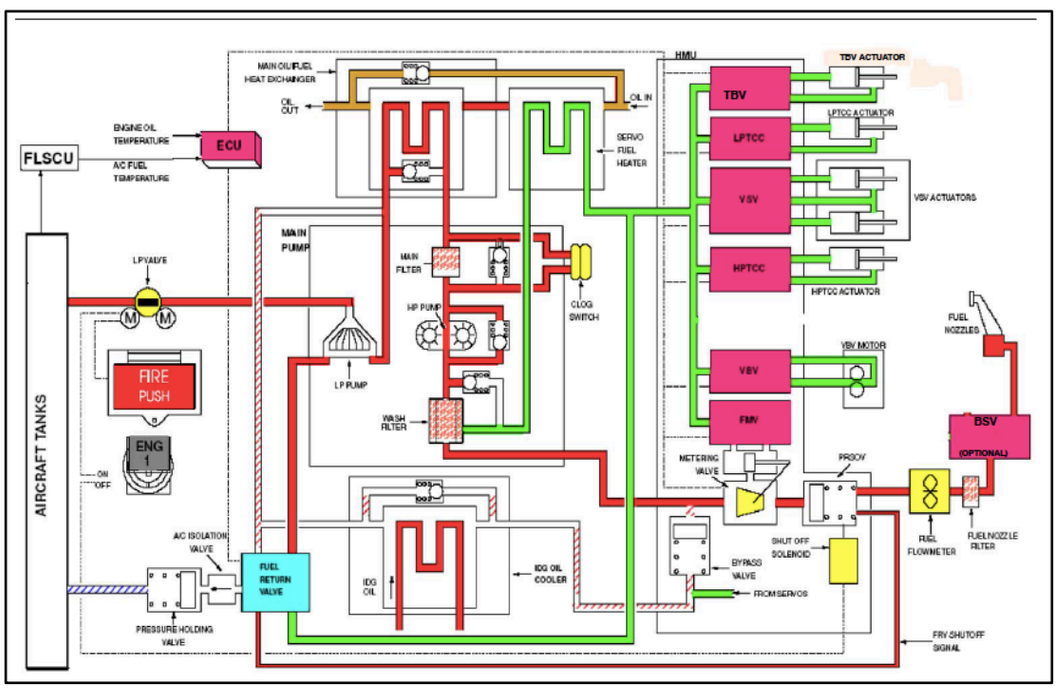


Figura 4-1. Diagrama hidráulico de la bomba principal de combustible del motor LEAP

Fuente: Material de entrenamiento técnico LATAM Airlines

4.2.2.3. Desglosar los componentes y subcomponentes del equipo

Considere conocer cada componente que conforma un determinado equipo, piezas, repuestos, componentes, etc. Este punto es importante, ya que a estos se les realizarán las actividades que surjan de la aplicación del RCM o MCC. Estos se pueden anexar a la ficha resumen obteniendo así una ficha más completa.

4.2.2.4. Ficha resumen

Es una ficha que contiene toda la información de la descripción general del equipo. Se utiliza para tener una herramienta de fácil acceso y que sintetiza todo lo pertinente al equipo. Para obtener ficha resumen se puede utilizar un modelo como el que se muestra en la siguiente tabla:

Tabla 4-9. Ficha resumen del componente

NOMBRE DE LA EMPRESA:	BOMBA DE ENGRANAJE		ÁREA:	
CÓDIGO DEL EQUIPO:			MARCA:	
FUNCIÓN DENTRO DEL TURBOFAN:				
CARACTERÍSTICAS TÉCNICAS				
CAUDAL	VELOCIDAD DE GIRO	POTENCIA	TEMPERATURA	
OTRO DATOS				
TIPO DE RODAMIENTO	ESTOPERAS	ACOPLE	SELLOS	ANILLOS

Fuente: Elaboración propia con apoyo de https://reliabilityweb.com/sp/

4.2.3. Establecer el periodo de fallas

La metodología del RCM o MCC permite conocer todos los acontecimientos negativos que ha sufrido un equipo en un determinado tiempo. Es necesario plantear un periodo de fallas mayor a un año y menor que cuatro años, ya que con tiempos menores a un año la toma de datos se vuelve imprecisa y estadísticamente poco representativa. Sin embargo, si el periodo que se toma es amplio, como por ejemplo 4 años, las estadísticas son más representativas. Cabe destacar que en este análisis se consideró un análisis de

400-600 horas de vuelvo o 200-300 ciclos lo que corresponde a aterrizaje y despegue de un ciclo, por lo tanto, esto corresponde a una revisión A.

4.2.4. FMECA bomba principal de combustible

La matriz FMECA es la parte primordial del RCM o MCC, ya que en ella se descargan todas las fallas y se realiza el análisis a cada una, de igual forma en esta matriz se van a discriminar las fallas críticas y se van a escoger las actividades de mantenimiento correspondiente.

Para realizar un FMECA satisfactorio para la unidad de combustible principal es necesario seguir los siguientes subcapítulos:

4.2.4.1. Construcción de la matriz FMECA

Inicialmente, es necesario crear una matriz en la cual se ingresarán los datos que se explicarán en los apartados siguientes de este capítulo. Para construirla se puede seguir el siguiente formato:

-En la primera línea colocar qué tipo de FMECA se quiere realizar, de proceso o de sistema.

-Identificar el proceso o sistema que se está estudiando.

-Reconocer el subproceso de estudio.

-Indicar la función de el/los componentes que se están estudiando en la matriz FMECA.

-Dividir la matriz en 10 columnas donde se colocarán los siguientes apartados: componente, modo de falla, causa de falla, efecto de falla, medios de detección, severidad (S), ocurrencia (O), detección (ND), criticidad (C) y función satisfactoria.

En la siguiente tabla se muestra un ejemplo de encabezado de la tabla de análisis de modos, efectos y criticidad de fallas (FMECA) de proceso.

Tabla 4-10. Análisis de modos, efectos y criticidad de fallas (FMECA) de proceso

ANALISIS DE MODOS EFECTOS Y CRITICIDAD DE FALLAS (FMECA) DE PROCESO									
CENTRIFUGA	SUBPROCESO: BOMBA DE DOBLE SUCCION			PREPARADO POR: GONZALO SARAVIA					
FUNCION: ABASTECER DE COMBUSTIBLE LOS INYECTORES Y EL SISTEMA PRINCIPAL				FECHA:					
COMPONENTE	MODO DE FALLA	CAUSA DE FALLA	EFECTO DE FALLA	MEDIOS DE DETECCION	SEVERIDAD (S)	OCURRENCIA (O)	DETECCION (ND)	CRITICIDAD (NC)	FUNCION SATISFACTORIA

Fuente: Elaboración propia con apoyo de https://reliabilityweb.com/sp/

4.2.4.2. <u>Identificar cada conjunto, componente, pieza u operación del proceso a estudiar</u>

Se debe analizar los componentes del sistema que estamos estudiando, en este caso una bomba hidráulica de combustible, donde se deben desglosar los subcomponentes de esta para determinar en detalle cada uno de ellos.

Tabla 4-11. Identificación de componentes y subcomponentes para el análisis de modos, efectos y criticidad de fallas (FMECA) de proceso

ANALISIS DE MODOS EFECTOS Y CRITICIDAD DE FALLAS (FMECA) DE PROCESO									
CENTRIFUGA	SUBPROCESO: BOMBA DE DOBLE SUCCION			PREPARADO POR: GONZALO SARAVIA					
FUNCION: ABASTECER DE COMBUSTIBLE LOS INYECTORES Y EL SISTEMA PRINCIPAL				FECHA:			PAGINA 1/3		
COMPONENTE	MODO DE FALLA	CAUSA DE FALLA	EFECTO DE FALLA	MEDIOS DE DETECCION	SEVERIDAD (S)	OCURRENCIA (O)	DETECCION (ND)	CRITICIDAD (NC)	FUNCION SATISFACTORIA
BOCINAS									
EMPAQUES									
RODAMIENTOS									
EJE									

Fuente: Elaboración propia con apoyo de https://reliabilityweb.com/sp/

4.2.4.3. Identificar el modo de falla

Para identificar el modo de falla de una determinada pieza es necesario preguntarse de qué forma se puede presentar el fallo, cuáles serían los síntomas de falla que presentaría esta pieza, y cómo sería la falla evidente para los operarios.

La correcta identificación de los modos de falla es de suma importancia, ya que el RCM o MCC se centra en disminuir los efectos que estas producen, además, se deben tomar en cuenta todos los eventos ya ocurridos y los que podrían ocurrir.

En las siguientes tablas en elaboración se puede apreciar modos de fallas para cada subcomponente.

Tabla 4-12. Identificación de componentes y subcomponentes para el análisis de modos, efectos y criticidad de fallas (FMECA) de proceso

ANALISIS DE MODOS EFECTOS Y CRITICIDAD DE FALLAS (FMECA) DE PROCESO									
CENTRIFUGA	SUBPROCESO: BOMBA DE DOBLE SUCCION			PREPARADO POR: GONZALO SARAVIA					
FUNCION: ABASTECER DE COMBUSTIBLE LOS INYECTORES Y EL SISTEMA PRINCIPAL				FECHA:			PAGINA 1/3		
COMPONENTE	MODO DE FALLA	CAUSA DE FALLA	EFECTO DE FALLA	MEDIOS DE DETECCION	SEVERIDAD (S)	OCURRENCIA (O)	DETECCION (ND)	CRITICIDAD (NC)	FUNCION SATISFACTORIA
BOCINAS	ALTAS TEMPERATURAS								
	RUIDO								
EMPAQUES	FUGA EXCESIVA DE FLUIDO								
RODAMIENTOS	ALTAS VIBRACIONES								
	ALTAS TEMPERATURAS								
	FUGA DE GRASA O ACEITE								
EJE	ALTAS VIBRACIONES								
	ALTAS TEMPERATURAS								

Fuente: Elaboración propia con apoyo de https://reliabilityweb.com/sp/

4.2.4.4. Causa de falla

Para reconocer de manera efectiva la causa de falla hace falta saber el funcionamiento de la pieza que estamos analizando, así como también las posibles causas por las que pueda fallar. En función de esto, se escoger la causa que mejor se adapte a las condiciones de operación del componente estudiado.

Las causas más comunes de falla pueden ser suciedad, corrosión, erosión, abrasión, lubricación inadecuada, operación incorrecta, materiales incorrectos, entre otros. Lo ideal es preguntarse por qué ocurrió esta falla.

En las siguientes tablas en elaboración se pueden apreciar las causas de fallas para subcomponentes.

Tabla 4-13. Causas de fallas en subcomponentes

ANALISIS DE MODOS EFECTOS Y CRITICIDAD DE FALLAS (FMECA) DE PROCESO									
CENTRIFUGA	SUBPROCESO: BOMBA DE DOBLE SUCCION			PREPARADO POR: GONZALO SARAVIA					
FUNCION: ABASTECER DE COMBUSTIBLE LOS INYECTORES Y EL SISTEMA PRINCIPAL				FECHA:			PAGINA 1/3		
COMPONENTE	MODO DE FALLA	CAUSA DE FALLA	EFECTO DE FALLA	MEDIOS DE DETECCION	SEVERIDAD (S)	OCURRENCIA (O)	DETECCION (ND)	CRITICIDAD (NC)	FUNCION SATISFACTORIA
BOCINAS	ALTAS TEMPERATURAS	DESGASTE DE LAS BOCINAS							
		ROCE ENTRE LAS PARTES GIRATORIAS Y ESTATICAS							
	RUIDO	IRREGULARIDADES EN LA SUPERFICIE							
EMPAQUES	FUGA EXCESIVA DE FLUIDO	DESGASTE DE LOS EMPAQUES							
		INSTALACION INCORRECTA DE LOS EMPAQUES							
RODAMIENTOS	ALTAS VIBRACIONES	DESGASTE							
		FIN DE VIDA UTIL							
	ALTAS TEMPERATURAS	FALTA DE LUBRICACION							
		LUBRICACION INCORRECTA							
	FUGA DE GRASA O ACEITE	LUBRICACION EXCESIVA							
		DAÑO DE ESTOPERAS							
EJE	ALTAS VIBRACIONES	EJE TORCIDO							
		DESALINEAMIENTO DEL CONJUNTO MOTOR-BOMBA							
		ROTURA DEL EJE							
	ALTAS TEMPERATURAS	DESGASTE DEL EJE							
		ROCE ENTRE PARTES ROTATORIAS Y FIJAS							

Fuente: Elaboración propia con apoyo de https://reliabilityweb.com/sp/

4.2.4.5. Efectos de falla

Para conocer los efectos de falla es necesario tener experiencia previa en este tipo de modo de falla o conocer a fondo el componente y cómo este puede afectar su rendimiento. La pregunta que se debe hacer para encasillar el problema es qué pasaría si ocurriese este modo de falla, y cómo afecta al rendimiento del equipo. En la figura siguiente se encuentra un extracto de la matriz FMECA donde se señalan los efectos de falla.

Tabla 4-14. Efectos de falla en el componente

ANALISIS DE MODOS EFECTOS Y CRITICIDAD DE FALLAS (FMECA) DE PROCESO									
CENTRIFUGA	SUBPROCESO: BOMBA DE DOBLE SUCCION			PREPARADO POR: GONZALO SARAVIA					
FUNCION: ABASTECER DE COMBUSTIBLE LOS INYECTORES Y EL SISTEMA PRINCIPAL				FECHA:			PAGINA 1/3		
COMPONENTE	MODO DE FALLA	CAUSA DE FALLA	EFECTO DE FALLA	MEDIOS DE DETECCION	SEVERIDAD (S)	OCURRENCIA (O)	DETECCION (ND)	CRITICIDAD (NC)	FUNCION SATISFACTORIA
BOCINAS	ALTAS TEMPERATURAS	DESGASTE DE LAS BOCINAS	DAÑO DEL EJE / DAÑO DEL IMPULSOR / DAÑO A PARTES INTERNAS						
		ROCE ENTRE LAS PARTES GIRATORIAS Y ESTATICAS							
	RUIDO	IRREGULARIDADES EN LA SUPERFICIE							
EMPAQUES	FUGA EXCESIVA DE FLUIDO	DESGASTE DE LOS EMPAQUES	PERDIDA DE FLUIDO BOMBEADO / DISMINUCION EN RENDIMIENTO DE LA BOMBA						
		INSTALACION INCORRECTA DE LOS EMPAQUES							
RODAMIENTOS	ALTAS VIBRACIONES	DESGASTE	PARADA DE EQUIPO / DAÑA DE PIEZAS INTERNAS / DAÑO DE LOS RODAMIENTOS						
		FIN DE VIDA UTIL							
	ALTAS TEMPERATURAS	FALTA DE LUBRICACION							
		LUBRICACION INCORRECTA							
	FUGA DE GRASA O ACEITE	LUBRICACION EXCESIVA							
		DAÑO DE ESTOPERAS							
EJE	ALTAS VIBRACIONES	EJE TORCIDO	PARADA DE LA BOMBA / DAÑO A PIEZAS INTERNAS / FALLAS EN CONDICIONES DE SERVICIO / DAÑO IRREAPARABLE A LA BOMBA						
		DESALINEAMIENTO DEL CONJUNTO MOTOR-BOMBA							
		ROTURA DEL EJE							
	ALTAS TEMPERATURAS	DESGASTE DEL EJE							
		ROCE ENTRE PARTES ROTATORIAS Y FIJAS							

Fuente: Elaboración propia con apoyo de https://reliabilityweb.com/sp/

4.2.4.6. Medios de detección

Los medios de detección se determinan según el modo de falla presente. Se debe conocer si la falla es evidente a los operarios o si es oculta. Si es oculta, se debe conocer cuáles son los instrumentos o métodos adecuados para la medición de esta falla, como, por ejemplo, termografías, medición de vibraciones, medición de ruido, etc.

En la siguiente tabla se puede apreciar los medios de detección de un análisis FMECA en desarrollo.

Tabla 4-15. Medios de detección de falla

ANALISIS DE MODOS EFECTOS Y CRITICIDAD DE FALLAS (FMECA) DE PROCESO									
CENTRIFUGA	SUBPROCESO: BOMBA DE DOBLE SUCCION			PREPARADO POR: GONZALO SARAVIA					
FUNCION: ABASTECER DE COMBUSTIBLE LOS INYECTORES Y EL SISTEMA PRINCIPAL				FECHA:			PAGINA 1/3		
COMPONENTE	MODO DE FALLA	CAUSA DE FALLA	EFECTO DE FALLA	MEDIOS DE DETECCION	SEVERIDAD (S)	OCURRENCIA (O)	DETECCION (ND)	CRITICIDAD (NC)	FUNCION SATISFACTORIA
BOCINAS	ALTAS TEMPERATURAS	DESGASTE DE LAS BOCINAS	DAÑO DEL EJE / DAÑO DEL IMPULSOR / DAÑO A PARTES INTERNAS						
		ROCE ENTRE LAS PARTES GIRATORIAS Y ESTATICAS							
	RUIDO	IRREGULARIDADES EN LA SUPERFICIE							
EMPAQUES	FUGA EXCESIVA DE FLUIDO	DESGASTE DE LOS EMPAQUES	PERDIDA DE FLUIDO BOMBEADO / DISMINUCION EN RENDIMIENTO DE LA BOMBA						
		INSTALACION INCORRECTA DE LOS EMPAQUES							
RODAMIENTOS	ALTAS VIBRACIONES	DESGASTE	PARADA DE EQUIPO / DAÑA DE PIEZAS INTERNAS / DAÑO DE LOS RODAMIENTOS						
		FIN DE VIDA UTIL							
	ALTAS TEMPERATURAS	FALTA DE LUBRICACION							
		LUBRICACION INCORRECTA							
	FUGA DE GRASA O ACEITE	LUBRICACION EXCESIVA							
		DAÑO DE ESTOPERAS							
EJE	ALTAS VIBRACIONES	EJE TORCIDO	PARADA DE LA BOMBA / DAÑO A PIEZAS INTERNAS / FALLAS EN CONDICIONES DE SERVICIO / DAÑO IRREAPARABLE A LA BOMBA						
		DESALINEAMIENTO DEL CONJUNTO MOTOR-BOMBA							
		ROTURA DEL EJE							
	ALTAS TEMPERATURAS	DESGASTE DEL EJE							
		ROCE ENTRE PARTES ROTATORIAS Y FIJAS							

Fuente: Elaboración propia con apoyo de https://reliabilityweb.com/sp/

4.2.4.7. Severidad (S)

Para medir el índice de severidad se toman los valores indicados en la siguiente tabla:

Tabla 4-16. Índice de severidad de falla

	ÍNDICE DE SEVERIDAD (S) DE FALLA	VALOR
ESCASA	1. LA FALLA DEL EQUIPO PODRÍA NO CAUSAR PROBLEMAS DE SEGURIDAD O AL MEDIO AMBIENTE DEL ÁREA CIRCUNDANTE	1
	2. LA FALLA DEL EQUIPO NO AFECTA LA ESPECIFICACIÓN DEL PRODUCTO O SU RENDIMIENTO	
	3. NO HAY TIEMPO DE INTERRUPCIÓN DE COMBUSTIÓN	
BAJA	1. LA FALLA DEL EQUIPO PODRÍA CAUSAR ALGUNOS PROBLEMAS LEVES DE SEGURIDAD O AL MEDIO AMBIENTE DEL ÁREA CIRCUNDANTE	2 - 3
	2. LA FALLA DEL EQUIPO AFECTARÁ LEVEMENTE LA ESPECIFICACIÓN DEL PRODUCTO O SU RENDIMIENTO	
	3. EL TIEMPO DE INTERRUPCIÓN DE LA COMBUSTIÓN DEBIDO A LA FALLA DEL EQUIPO ES MENOR DE 15 MINUTOS	
MODERADA	1. LA FALLA DEL EQUIPO PODRÍA CAUSAR ALGUNOS PROBLEMAS LEVES DE SEGURIDAD O AL MEDIO AMBIENTE DEL ÁREA CIRCUNDANTE	4 -5 -6
	2. LA FALLA DEL EQUIPO AFECTARÁ LEVEMENTE LA ESPECIFICACIÓN DEL PRODUCTO O SU RENDIMIENTO	
	3. EL TIEMPO DE INTERRUPCIÓN DE LA COMBUSTIÓN DEBIDO A LA FALLA DEL EQUIPO PUEDE SER DESDE 15 MINUTOS HASTA 1 HORA MÁXIMO	
ALTA	1. LA FALLA DEL EQUIPO PODRÍA CAUSAR ALGUNOS PROBLEMAS LEVES DE SEGURIDAD O AL MEDIO AMBIENTE DEL ÁREA CIRCUNDANTE	7 - 8
	2. LA FALLA DEL EQUIPO AFECTARÁ LEVEMENTE LA ESPECIFICACIÓN DEL PRODUCTO O SU RENDIMIENTO	
	3. EL TIEMPO DE INTERRUPCIÓN DE LA COMBUSTIÓN DEBIDO A LA FALLA DEL EQUIPO PUEDE SER DESDE 1 HORA HASTA 4 HORAS MÁXIMO	

MUY ALTA	1. LA FALLA DEL EQUIPO PODRÍA CAUSAR SERIOS PROBLEMAS DE SEGURIDAD O AL MEDIO AMBIENTE DEL ÁREA CIRCUNDANTE	9 - 10
	2. LA FALLA DEL EQUIPO PODRÍA CAUSAR UN VOLUMEN DE PRODUCCIÓN IMPORTANTE FUERA DE ESPECIFICACIÓN O AFECTAR SERIAMENTE EL RENDIMIENTO	
	3. EL TIEMPO DE INTERRUPCIÓN DE LA COMBUSTIÓN DEBIDO A LA FALLA DEL EQUIPO PUEDE SER DE 4 HORAS O MÁS.	

Fuente: Elaboración propia con apoyo de https://reliabilityweb.com/sp/

4.2.4.7. Ocurrencia (O)

En la siguiente tabla se definen los valores de ocurrencia:

Tabla 4-17. Valores de ocurrencia de falla

	ÍNDICE DE OCURRENCIA	VALOR
ESCASA	1. PROBABILIDAD DE QUE ESE MODO DE FALLO SE PRODUZCA POR ESA CAUSA	1
	2. ESTA ESTABLECIDO MANTENIMIENTO PREDICTIVO	
	3. EXPERIENCIA NO CONCURRENTE O MUY REMOTA	
BAJA	1. PROBABILIDAD DE QUE ESE MODO DE FALLO SE PRODUZCA POR ESA CAUSA	2 - 3
	2. ESTÁ ESTABLECIDO MANTENIMIENTO PREVENTIVO Y AUTOCONTROL	

	3. EXPERIENCIA NO CONCURRENTE O MUY REMOTA	
MEDIANA	1. PROBABILIDAD DE QUE ESE MODO DE FALLO SE PRODUZCA POR ESA CAUSA	4 - 5 -6
	2. ESTÁ ESTABLECIDO MANTENIMIENTO PREVENTIVO Y AUTOCONTROL NO EFICAZ	
	3. EXPERIENCIAS CONCURRENTES	
ALTA	1. PROBABILIDAD DE QUE ESE MODO DE FALLO SE PRODUZCA POR ESA CAUSA	7 - 8
	2. NO HAY ESTABLECIDO AUTOCONTROL	
	EXPERIENCIAS CONCURRENTES	
MUY ALTA	1. PROBABILIDAD DE QUE ESE MODO DE FALLO SE PRODUZCA POR ESA CAUSA	9 - 10
	2. NO HAY ESTABLECIDO MANTENIMIENTO PREVENTIVO Y AUTOCONTROL	
	3. EXPERIENCIAS CONCURRENTES	

Fuente: Elaboración propia con apoyo de https://reliabilityweb.com/sp/

4.2.4.8. No detección (ND)

Para evaluar la no detección de una falla se usan los valores mostrados en la siguiente tabla:

Tabla 4-18. Valores no detectados de la falla

	ÍNDICE DE NO DETECCIÓN (ND)	VALOR
REMOTA	1. POSIBILIDAD DE QUE LA FALLA NO SEA DETECTADA	1
	2. CONTROLES ESTÁN CONCEBIDOS PARA DETECTARL LA FALLA, PERO PUEDE PASAR DESAPERCIBIDA	
	3. PUEDE SER REPARADA SIN AFECTAR LA PRODUCCIÓN	
POCA	1. POSIBILIDAD DE QUE LA FALLA NO SEA DETECTADA	2 - 3
	2. CONTROLES ESTÁN CONCEBIDOS PARA DETECTARLA, PERO PUEDE PASAR DESAPERCIBIDA	
	3. PUEDE SER REPARADA AFECTANDO A LA PRODUCCIÓN	
MEDIANA	1. POSIBILIDAD DE QUE LA FALLA NO SEA DETECTADA	4 -5 -6
	2. EXISTEN CONTROLES PARA DETECTARLA, PERO NO SE APLICAN	
	3. PUEDE SER REPARADA AFECTANDO LA PRODUCCIÓN	
ALTA	1. POSIBILIDAD DE QUE LA FALLA NO SEA DETECTADA, ES POSIBLE SU DETECCIÓN	7 - 8
	2. CONTROLES NO ESTÁN CONCEBIDOS PARA DETECTARLAS, PERO EL DEFECTO PUEDE DETECTARSE	
	3. PUEDE SER REPARADA AFECTANDO LA PRODUCCIÓN	

MUY ALTA	1. POSIBILIDAD DE QUE LA FALLA NO SEA DETECTADA, ES POSIBLE SU DETECCIÓN	9 - 10
	2. CONTROLES NO ESTÁN CONCEBIDOS PARA DETECTARLAS Y CON TODA SEGURIDAD EL DEFECTO PASA	

Fuente: Elaboración propia con apoyo de https://reliabilityweb.com/sp/

4.2.4.8. Criticidad y función satisfactoria

Estos son los dos últimos apartados de la matriz FMECA. La criticidad se calcula multiplicando los tres índices anteriores a ella, severidad, ocurrencia y no detección.

Lo que se denomina función satisfactoria es la respuesta a la pregunta: ¿El valor del índice de criticidad es mayor a 70? En caso de ser afirmativo, se coloca "Sí", y de ser negativo, se coloca "No". Esto sirve para determinar cuáles son las fallas críticas y cuáles no.

En las siguientes tablas podemos apreciar el resultado final de un FMECA a una bomba hidráulica:

Tabla 4-19. Análisis de criticidad de la bomba hidráulica

ANALISIS DE MODOS EFECTOS Y CRITICIDAD DE FALLAS (FMECA) DE PROCESO									
PROCESO: BOMBA CENTRIFUGA	SUBPROCESO: BOMBA DE DOBLE SUCCION			PREPARADO POR: GONZALO SARAVIA					
FUNCION: ABASTECER DE COMBUSTIBLE LOS INYECTORES Y EL SISTEMA PRINCIPAL HIDRAULICO				FECHA:			PAGINA 1/3		
COMPONENTE	MODO DE FALLA	CAUSA DE FALLA	EFECTO DE FALLA	MEDIOS DE DETECCION	SEVERIDAD (S)	OCURRENCIA (O)	DETECCION (ND)	CRITICIDAD (NC)	FUNCION SATISFACTORIA
BOCINAS	ALTAS TEMPERATURAS	DESGASTE DE LAS BOCINAS	DAÑO DEL EJE / DAÑO DEL IMPULSOR / DAÑO A PARTES INTERNAS	TERMOGRAFIAS / AUDITIVO / TACTO	6	5	3	90	SI
		ROCE ENTRE LAS PARTES GIRATORIAS Y ESTATICAS			5	3	2	30	NO
	RUIDO	IRREGULARIDADES EN LA SUPERFICIE			8	2	5	80	SI
EMPAQUES	FUGA EXCESIVA DE FLUIDO	DESGASTE DE LOS EMPAQUES	PERDIDA DE FLUIDO BOMBEADO / DISMINUCION EN RENDIMIENTO DE LA BOMBA	INSPECCION VISUAL	6	6	2	72	SI
		INSTALACION INCORRECTA DE LOS EMPAQUES			5	3	4	60	NO
RODAMIENTOS	ALTAS VIBRACIONES	DESGASTE	PARADA DE EQUIPO / DAÑA DE PIEZAS INTERNAS / DAÑO DE LOS RODAMIENTOS	ANALISIS DE VIBRACIONES / AUDITIVO	7	3	5	105	SI
		FIN DE VIDA UTIL			9	2	3	54	NO
	ALTAS TEMPERATURAS	FALTA DE LUBRICACION		TERMOGRFIAS / TACTO	9	3	6	162	SI
		LUBRICACION INCORRECTA			6	2	5	60	NO
	FUGA DE GRASA O ACEITE	LUBRICACION EXCESIVA		INSPECCION VISUAL	6	5	2	60	NO
		DAÑO DE ESTOPERAS			6	6	3	108	SI
EJE	ALTAS VIBRACIONES	EJE TORCIDO	PARADA DE LA BOMBA / DAÑO A PIEZAS INTERNAS / FALLAS EN CONDICIONES DE SERVICIO / DAÑO IRREAPARABLE A LA BOMBA	ANALISIS DE VIBRACIONES / AUDITIVO	8	2	4	64	NO
		DESALINEAMIENTO DEL CONJUNTO MOTOR-BOMBA			6	5	2	60	NO
		ROTURA DEL EJE			9	2	4	72	SI
	ALTAS TEMPERATURAS	DESGASTE DEL EJE		TERMOGRAFIA / TACTO	5	5	2	50	NO
		ROCE ENTRE PARTES ROTATORIAS Y FIJAS			4	3	2	24	NO

Fuente: Elaboración propia con apoyo de http://aprendizajevirtual.pemex.com/nuevo/guias_pdf/Guia_SCO_Analisis_Criticidad.pdf

Para ver en detalle el análisis completo de criticidad de la bomba hidráulica, dirigirse al ANEXO 4.

Una vez finalizado el análisis de la bomba hidráulica mediante el uso de un FMECA, el siguiente paso es realizar el árbol de fallas, el cual permite una visión más gráfica de cuáles son las fallas críticas del equipo y cuál es el evento negativo que desencadenan. Una vez finalizado el árbol de fallas, se procede a realizar el plan de mantenimiento el que debe enfocarse en atacar primordialmente a las fallas que resultaron críticas para el equipo en estudio, la bomba hidráulica.

4.3. PLAN DE MANTENIMIENTO

Se desarrollará un plan de mantenimiento a partir del análisis de fallas con FMECA y con árbol de fallas, para eso se debe aplicar la lógica de decisión del RCM o MCC que toma en cuenta los siguientes aspectos:

- Si la falla es evidente u oculta.

- Conocer el tipo de consecuencias que pueda tener la falla: ambientales, seguridad u operacionales.

Estos dos puntos anteriores son suficientes para determinar qué tipo de actividades se debe realizar a la falla crítica en estudio.

Para el plan de mantenimiento basado en RCM o MCC se consideran las fallas cuyo resultado fue crítico en el análisis de la matriz FMECA, de esta forma sabremos qué tipo de actividad de mantenimiento corresponde a cada falla para aplicar el siguiente árbol de lógica de decisión:

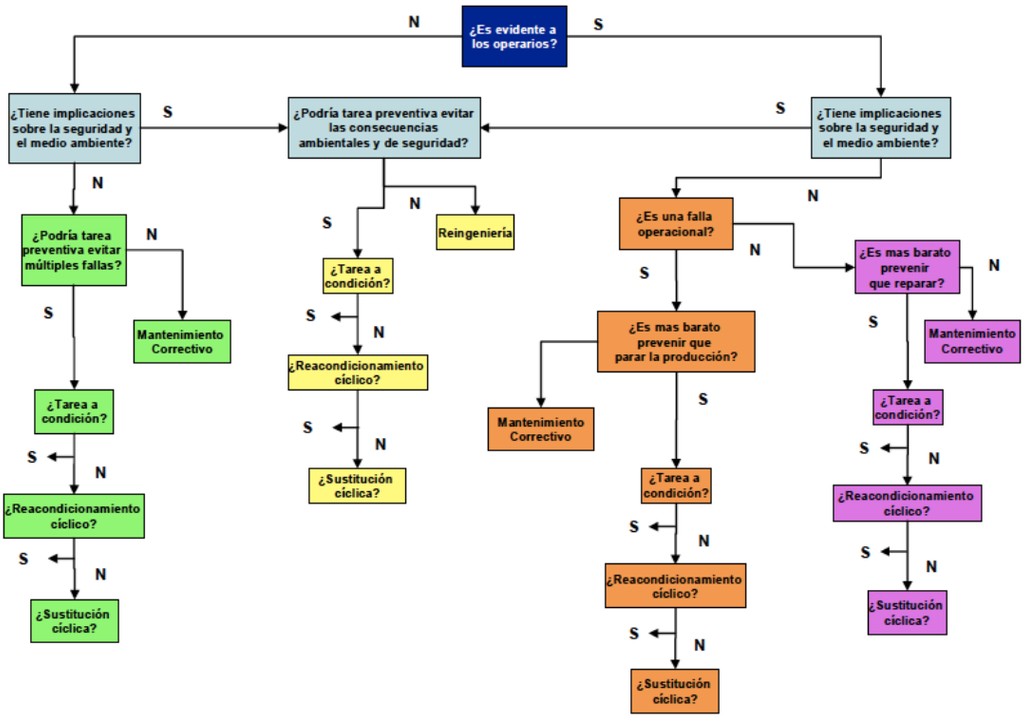


Figura 4-2. Diagrama de decisión lógica RCM

Fuente: https://www.researchgate.net/figure/Figura-37-Diagrama-de-decisiones-RCM_fig21_322070662

Una vez aplicada esta lógica de decisión a cada falla, se sigue con la construcción de una matriz que será el plan de mantenimiento con el fin de presentar de manera ordenada las actividades escogidas.

En el siguiente diagrama se puede apreciar la metodología aplicada para la elaboración de un plan de mantenimiento preventivo para la bomba hidráulica de combustible del motor turbofan.

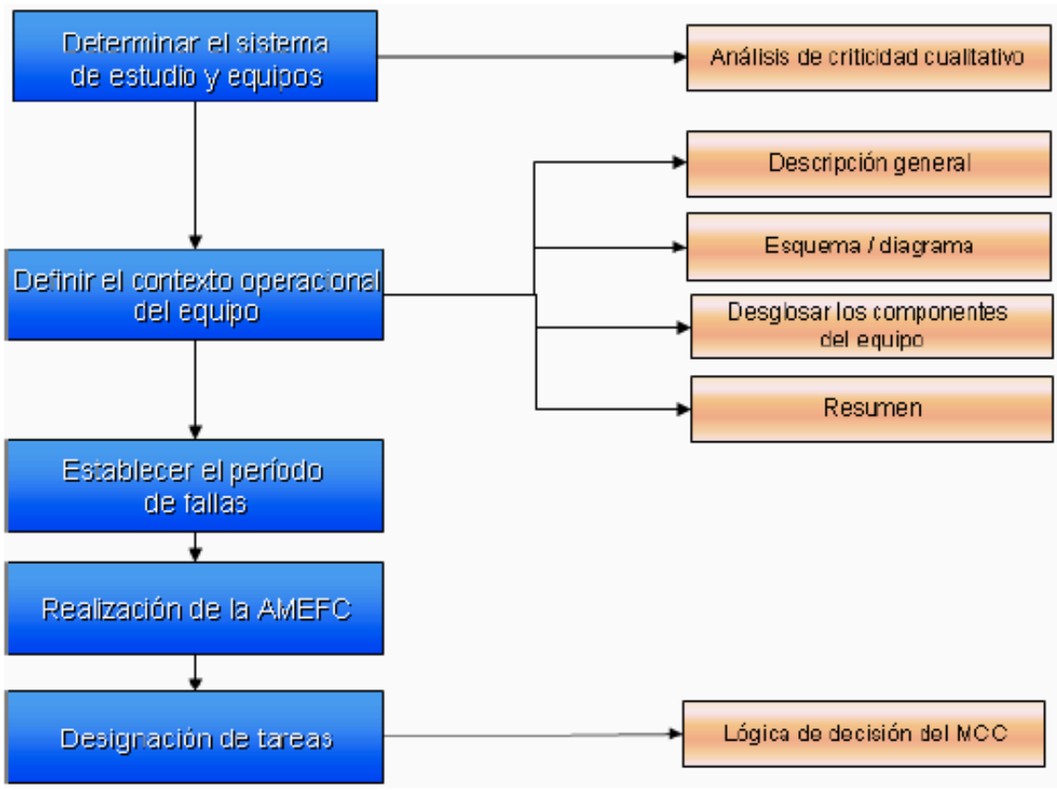


Figura 4-3. Diagrama metodología RCM

Fuente: http://www.mailxmail.com/curso-confiabilidad-operacional/aplicacion-rcm

Una vez elaborada las matrices de FMECA correspondientes a la bomba de combustible, se procede a elaborar un árbol de fallas.

4.3.1. Árbol de fallas detención de bomba

Para la elaboración de un árbol de fallas se determinó como evento superior la detención de la bomba, ya que sería el evento más catastrófico que podría causar cualquiera de las fallas estudiadas anteriormente, desembocando en una detención de la combustión y suspensión del sistema hidráulico principal del motor.

Los eventos críticos que puedan causar el evento superior se tomaron directamente de la matriz FMECA y son aquellos que resultaron con criticidad mayor a 70, estos son los siguientes:

- Daño de rodamiento.

- Daño de eje.
- Fuga en la carcasa.
- Daño de acople.
- Daño de la carcasa de los rodamientos.
- Falla del sello mecánico.
- Daño de la bocina.

Estos eventos aplican para ambos tipos de bombas, ya que como se presentó anteriormente, la bomba corresponde a una de dos etapas, alta presión y baja presión, siendo una de engranaje y otra centrífuga como lo indica la imagen siguiente:

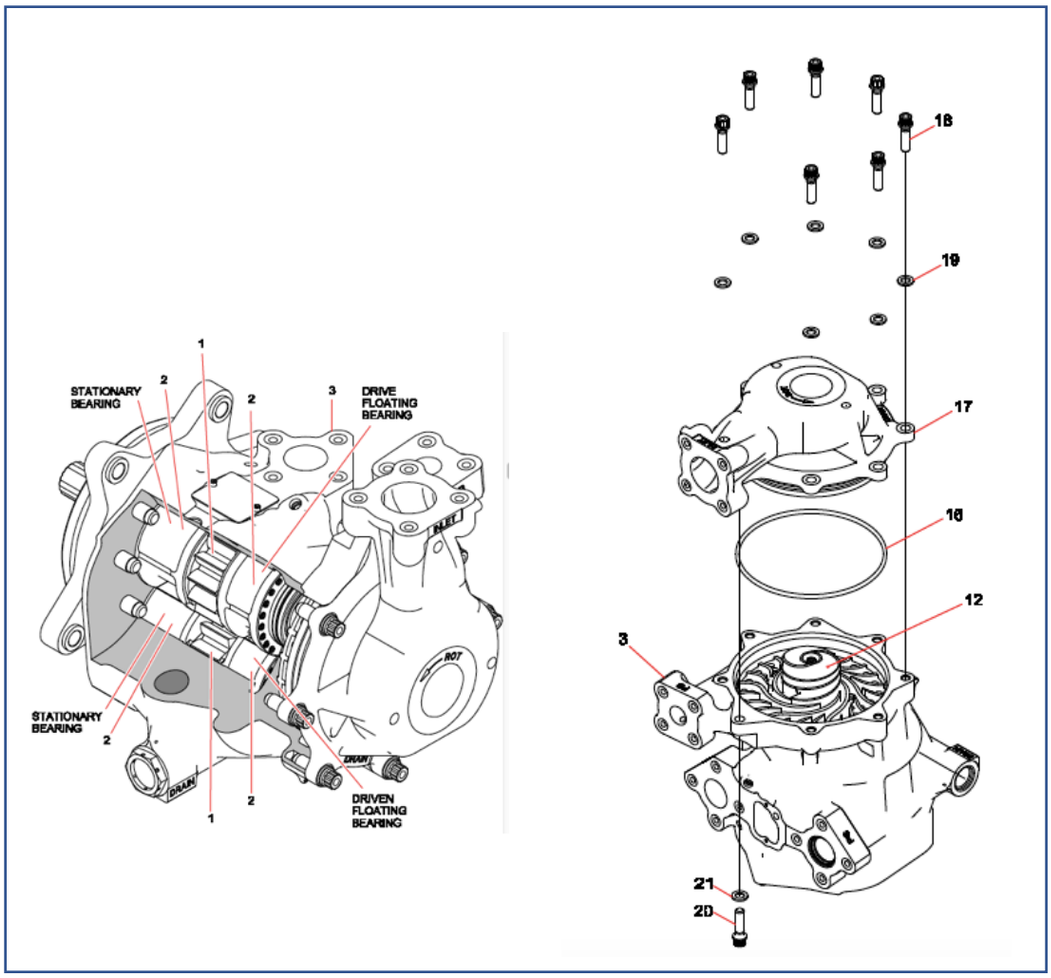


Figura 4-4. Desensamblaje de la bomba hidráulica del sistema de combustible

Fuente: Elaboración propia. Apoyo de los Manuales de mantenimiento GE Aviation.

Para una mejor visualización técnica de la bomba hidráulica, dirigirse al ANEXO 4.

4.3.2. Actividades de mantenimiento

Para determinar las actividades de mantenimiento para cada falla, se aplicó la lógica de decisión del RCM o MCC que se presenta en el siguiente diagrama para saber cómo analizar una falla. Para una mejor visualización del árbol de decisiones RCM, dirigirse al ANEXO 2.

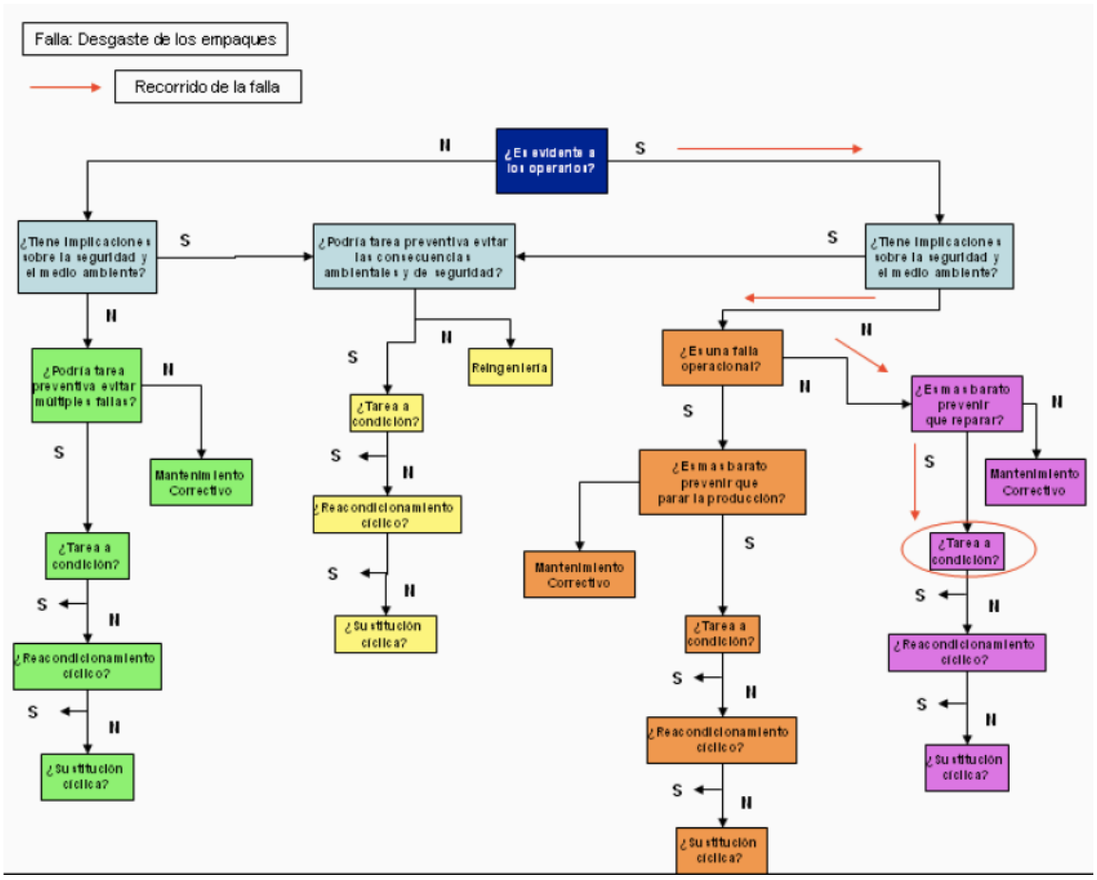


Figura 4-5. Diagrama de decisión lógica RCM

Fuente: https://www.researchgate.net/figure/Figura-37-Diagrama-de-decisiones-RCM_fig21_322070662

El recorrido de la falla en el diagrama, en este caso en el desgaste de los empaques:

1. ¿Es evidente a los operarios? La falla es evidente, ya que se presenta una fuga pronunciada del líquido bombeado (combustible) a través de la prensa de empaques.
2. ¿Tiene implicaciones sobre la seguridad y el medio ambiente? El desgaste de los empaques no representa ningún tipo de peligro para la seguridad de los trabajadores ni para el medio ambiente.
3. ¿Es una falla ocasional? No es una falla operacional, ya que corresponde a un desgaste de una pieza propia del equipo.
4. ¿Es más barato prevenir que reparar? Sí, es más barato prevenir que reparar, ya que el daño de los empaques implicaría a la larga un desgaste de la bocina y en

casos extremos un daño al impulsor y al eje. Por ello es más económico reemplazar los empaques o monitorear su funcionamiento.

5. ¿Tarea o condición? Una de las razones por la cual los empaques se desgastan es por recalentamiento debido a la falta del líquido de cierre o enfriamiento.

   Por ello se elige el monitoreo del flujo de este líquido como actividad de mantenimiento preventivo para asegurar una vida más larga de los empaques.

Se logro aplicar el diagrama de RCM o MCC a todas las fallas criticas resultantes de la matriz FMECA, para así generar un plan de mantenimiento, que se determina en la siguiente tabla.

Tabla 4-20. Actividades FMECA según lógica de decisión RCM

ACTIVIDADES DE LA FMECA - LOGICA DE DECISION DEL RCM									
PROCESO: BOMBA CENTRIFUGA	SUBPROCESO: BOMBA DE DOBLE SUCCION			PREPARADO POR: GONZALO SARAVIA					
FUNCION: ABASTECER DE COMBUSTIBLE LOS INYECTORES Y EL SISTEMA PRINCIPAL HIDRAULICO				FECHA:			PAGINA 1/3		
COMPONENTE	MODO DE FALLA	CAUSA DE FALLA	EFECTO DE FALLA	MEDIOS DE DETECCION	OCURRENCIA (O)	ACTIVIDAD	ACCION DE MANTENIMIENTO	FRECUENCIA DE APLICAICON	PERSONAL
BOCINAS	ALTAS TEMPERATURAS	DESGASTE DE LAS BOCINAS	DAÑO DEL EJE / DAÑO DEL IMPULSOR / DAÑO A PARTES INTERNAS	TERMOGRAFIAS / AUDITIVO / TACTO	5	CORRECTIVA	DESMONTAR BOCINA PARA RECTIFICACION	N/A	MANTENIMIENTO MECANICO
		ROCE ENTRE LAS PARTES GIRATORIAS Y ESTATICAS			3	PREVENTIVA	MEDICION DE TEMPERATURA	MENSUAL	MANTENIMIENTO PREVENTIVO
	RUIDO	IRREGULARIDADES EN LA SUPERFICIE			2	CORRECTIVA	CAMBIO DE BOCINA	N/A	MANTENIMIENTO MECANICO
EMPAQUES	FUGA EXCESIVA DE FLUIDO	DESGASTE DE LOS EMPAQUES	PERDIDA DE FLUIDO BOMBEADO / DISMINUCION EN RENDIMIENTO DE LA BOMBA	INSPECCION VISUAL	6	PREVENTIVA	REVISION DEL LIQUIDO	SEMANAL	MANTENIMIENTO PREVENTIVO
		INSTALACION INCORRECTA DE LOS EMPAQUES			3	CORRECTIVA	REINSTALACION DE LOS EMPAQUES	N/A	MANTENIMIENTO PREVENTIVO
RODAMIENTOS	ALTAS VIBRACIONES	DESGASTE	PARADA DE EQUIPO / DAÑA DE PIEZAS INTERNAS / DAÑO DE LOS RODAMIENTOS	ANALISIS DE VIBRACIONES / AUDITIVO	3	PREVENTIVA	ANALISIS DE VIBRACIONES	TRMESTRAL	MANTENIMIENTO PREVENTIVO
		FIN DE VIDA UTIL			2	CORRECTIVA	CAMBIAR RODAMIENTOS	N/A	MANTENIMIENTO MECANICO
	ALTAS TEMPERATURAS	FALTA DE LUBRICACION		TERMOGRFIAS / TACTO	3	PREVENTIVA	INSPECCION VISUAL EN BUSCA DE FUGAS	SEMANAL	MANTENIMIENTO PREVENTIVO
		LUBRICACION INCORRECTA			2	CORRECTIVA	CAMBIAR LUBRICANTE	MENSUAL	MANTENIMIENTO PREVENTIVO
	FUGA DE GRASA O ACEITE	LUBRICACION EXCESIVA		INSPECCION VISUAL	5	CORRECTIVA	RETIRAR LUBRICANTE	MENSUAL	MANTENIMIENTO PREVENTIVO
		DAÑO DE ESTOPERAS			6	PREVENTIVA	SUSTICION CLICICA DE ESTOPERAS	ANUAL	MANTENIMIENTO PREVENTIVO
EJE	ALTAS VIBRACIONES	EJE TORCIDO	PARADA DE LA BOMBA / DAÑO A PIEZAS INTERNAS / FALLAS EN CONDICIONES DE SERVICIO / DAÑO IRREAPARABLE A LA BOMBA	ANALISIS DE VIBRACIONES / AUDITIVO	2	CORRECTIVA	SUSTITUCION DEL EJE	N/A	MANTENIMIENTO MECANICO
		DESALINEAMIENTO DEL CONJUNTO MOTOR-BOMBA			5	PREVENTIVA	MEDICION DE ALINEACION DEL CONJUNTO	SEMESTRAL	MANTENIMIENTO PREVENTIVO
		ROTURA DEL EJE			2	CORRECTIVA	SUSTITUCION DEL EJE	N/A	MANTENIMIENTO MECANICO
	ALTAS TEMPERATURAS	DESGASTE DEL EJE		TERMOGRAFIA / TACTO	5	CORRECTIVA	RECTIFICAR EL EJE	N/A	MANTENIMIENTO MECANICO
		ROCE ENTRE PARTES ROTATORIAS Y FIJAS			3	PREVENTIVA	MEDICION DE TEMPERATURA E INSPECCION VISUAL	SEMESTRAL	MANTENIMIENTO PREVENTIVO

Fuente: Elaboración propia con apoyo de http://aprendizajevirtual.pemex.com/nuevo/guias_pdf/Guia_SCO_Analisis_Criticidad.pdf

Las siguientes tablas del plan de mantenimiento preventivo se encuentran en el ANEXO 2, detallando las acciones a seguir.

CONCLUSIONES

ANÁLISIS DE RESULTADOS

Análisis de resultados del plan de mantenimiento aplicando metodología RCM o MCC.

ANÁLISIS APLICACIÓN DE RCM O MCC

Aplicando RCM se logró recolectar de manera ordenada y precisa información acerca de las condiciones de operación de las bombas, los repuestos de estas y las fallas que han presentado dichos equipos.

En lo que respecta a los repuestos de las bombas, se hizo un gran avance, ya que la información existente estaba dispersa y solo se disponía del manual de mantenimiento que indica cómo corregir cada avería. Con la creación del plan de mantenimiento se logra tener una base de datos de mantenimiento disponible, además de tener indicaciones de cómo proceder, y se puede tener un estimativo de fechas de cuándo aplicar un posible mantenimiento.

La recolección de las fallas quedará como al mantenimiento para la toma de decisiones en lo que respecta a la avería de los equipos.

ANÁLISIS APLICACIÓN FMECA

El análisis de fallas a través de FMECA ayudó a determinar los distintos modos, efectos y causas de fallas de los subcomponentes que conforman una bomba, logrando así poseer un conocimiento más amplio al momento de determinar el plan de mantenimiento.

ANÁLISIS DEL PLAN DE MANTENIMIENTO

En el plan de mantenimiento propuesto se plantearon un total de 19 actividades preventivas de un total de 42 actividades, teniendo en consideración que no siempre es posible una acción preventiva, siendo necesaria una correctiva.

Antes de la realización de este plan. GE Aviation solo disponía de un mantenimiento correctivo, cuando el ECU arrojaba mensajes de error en el sistema de combustible, sin tener un previo mantenimiento. Además de que como se dijo

anteriormente, el motor LEAP es un motor nuevo que está en desarrollo y se busca mejorar su diseño, por ende, solo posee un mantenimiento correctivo, ya que su manual de mantenimiento está en elaboración y solo existen motores volando en prueba.
Con la implementación de este plan de mantenimiento se aumenta la cantidad de actividades preventivas, lo cual se traducirá en una disminución en los tiempos de parada y una mejora en el diseño del motor.

CONCLUSIÓN FINAL

Luego de haber analizado RCM y FMECA se concluye:

- El método de RCM o MCC resulta metódico y fácil para la aplicación de una bomba, por lo que presenta una oportunidad a explotar para generar un mejor diseño de mantenimiento en la empresa y del motor para así incrementar la eficiencia de ambos y su disponibilidad.

-Al realizar ambos análisis FMECA del sistema de combustible y luego de la bomba, se logró determinar y descartar varios sistemas críticos como no críticos, pudiendo explotar esa información y enfocarla a un futuro mantenimiento, adhiriendo costos y tiempo.

-La matriz FMECA dio una rápida perspectiva de los elementos a mantener sin siquiera prescindir de un RCM, siendo este una ayuda para gestionar las tareas a realizar.

-La lógica RCM o MCC permitió una adecuada y precisa elección de actividades de mantenimiento, logrando un plan de mantenimiento que cumpliera con los objetivos de este trabajo, mejorar la disponibilidad del equipo.

BIBLIOGRAFÍA

- CFM, [Motores de aviación]. Disponible: https://www.cfmaeroengines.com/
- GE Aviation, [Motores de aviación y componentes] Disponible: https://www.geaviation.com/
- Redalyc, [FMECA]. Disponible: https://www.redalyc.org/pdf/482/48215094003.pdf
- CIDES [FMECA]. Disponible: https://www.cides.cl/wp-content/uploads/folletos/3074_fmeca.pdf
- Ingeniería del mantenimiento, [Plan de mantenimiento basado en RCM]. Disponible: http://ingenieriadelmantenimiento.com/index.php/26-articulos-destacados/17-plan-de-mantenimiento-basado-en-rcm
- Mantenimiento electrom, [Tipos de bombas hidráulicas]. Disponible: https://sites.google.com/site/mantenimientoenseqelectrom/bombas-hidraulicas/tipos-de-bombas-hidraulicas
- Tangara, [Programa de mantenimiento preventivo para la empresa metalmecánica industrias AVM S.A.]. Disponible: http://tangara.uis.edu.co/biblioweb/tesis/2004/112490.pdf
- FAA, [Análisis técnico según FAA]. Disponible: https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/risk_management/ss_handbook/media/Chap9_1200.pdf
- CDN, [Inspecciones y tareas de mantenimiento en aviación]. Disponible: http://cdn.intechweb.org/pdfs/19540.pdf
- CFM, [Manuales de mantenimiento del motor LEAP y sus componentes] Disponible: https://www.mycfmportal.com

ANEXOS

ANEXO 1: TIPOS DE MANTENIMIENTO EN AERONAVES Y MANUALES DE MANTENIMIENTO

NO PROGRAMADO

Mantenimiento que se procede tan pronto se ha constatado alguna avería sin constar de un mantenimiento previo.

PROGRAMADO

Se ejecuta siguiendo un programa de revisión y recambio de partes normado y concreto. Tiene como finalidad mantener el certificado de aeronavegabilidad de los aviones y restaurar el nivel especificado de fiabilidad. Se divide en capítulos y subcapítulos, según la especificación ATA 100, norma que estipula y describe las tareas a realizar y los intervalos (medidos por horas de vuelo realizadas) en que deben efectuarse. Las revisiones se realizan de acuerdo a la documentación original proporcionada por los fabricantes (célula, motor y componentes), completada con la información proporcionada por otras compañías aéreas usuarias de los mismos aviones y con la que generan los servicios de la Dirección de Material de Iberia. El programa de mantenimiento final y cualquier modificación de este debe someterse a la aprobación del organismo oficial verificador (en España, Aviación Civil). El operador es responsable ante dicho organismo del cumplimiento del programa.

TIPOS DE REVISIONES DE MANTENIMIENTO

REVISIONES EN TRÁNSITO

Son realizadas antes de cada vuelo, incluyéndose las escalas que se realicen. Consisten en una rápida inspección en la que se comprueban aspectos generales de la aeronave, tales como el estado de los neumáticos, el nivel de aceite, la posible existencia de algún daño estructural.

REVISIONES DIARIAS

Consisten en una comprobación del nivel de aceite, el cual debe ser revisado entre 15 y 30 minutos después de que los motores se apaguen, de cara a conseguir una lectura precisa del mismo. Esto significa que el nivel de aceite no puede ser comprobado, por tanto, antes del primer vuelo del día.

No obstante, si se tuviera que comprobar el nivel de aceite de manera previa al primer despegue, la aeronave debe efectuar un rodaje de, como mínimo, dos minutos para calentar el aceite. Aunque dicho procedimiento no es habitual, puede resultar necesario en determinados casos.

REVISIONES DE 48 HORAS

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

REVISIONES DE HORARIO LÍMITE

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

REVISIONES DE CICLO LÍMITE DE OPERACIÓN

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

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

REVISIONES PS

Algunas grandes aerolíneas, tales como American Airlines, realizan revisiones cada 2 o 3 días, lo cual es denominado como “Servicio Periódico” (“Periodice Service” = PS). En ellas, la aeronave es inspeccionada de forma visual y el libro de registros es revisado por si existieran necesidades de mantenimiento. Las revisiones de este tipo suelen ser realizadas de noche o durante el día, en períodos de inactividad de la aeronave, y suelen conllevar un esfuerzo estimado de dos horas-hombre de media.

REVISIONES DE LETRA

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

REVISIÓN A

Se realizan cada 400-600 horas o cada 200-300 ciclos (el despegue y el aterrizaje son considerados como un solo ciclo para la aeronave), en función del tiempo de aeronave. Son necesarias entre 50 y 70 horas-hombre y, normalmente, son realizadas en los hangares en tierra, presentando unas duraciones mínimas de 10 horas.

La regularidad de estas revisiones depende del tipo de aeronave, así como de los ciclos totales o del número de horas de vuelo desde la revisión anterior. Dicho evento puede ser retrasado por la aerolínea si se dan ciertas condiciones predeterminadas.

REVISIÓN B

Se realizan aproximadamente cada 6-8 meses. Son necesarias entre 160 y 180 horas-hombre, dependiendo del tipo de aeronave y presentan una duración de entre 1 y 3 días, siendo dichas revisiones realizadas en los hangares de los aeropuertos.

REVISIÓN C

Se realizan cada 20-24 meses cuando la aeronave cumple con un número determinado de horas de vuelo (“Flight Hours” = FH), aunque la regularidad de este tipo de revisiones también puede ser fijada por el fabricante. Son mucho más profundas que las revisiones B, puesto que requieren la revisión de un número de piezas mucho mayor.

Estas revisiones dejan fuera de servicio a la aeronave, la cual no puede abandonar el lugar de mantenimiento hasta que la verificación haya sido completada. Dicho control requiere, también, un mayor espacio que las revisiones A y B, de modo que se lleva a cabo en un hangar de una base de mantenimiento. El tiempo necesario para completar las revisiones C es de 1-2 semanas, suponiendo un esfuerzo estimado de 6000 horas-hombre.

REVISIÓN D

Son las revisiones más completas y exigentes para la aeronave. Se trata de un tipo de chequeo efectuado, aproximadamente, cada 6 años, y consiste en una revisión en la que se trata, prácticamente, a la totalidad de la aeronave para su inspección y reparación. En este caso, incluso la pintura debe ser retirada en su totalidad, de cara a una inspección más profunda que la realizada en el fuselaje en los casos anteriores.

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

Las revisiones D también requieren un mayor espacio que las anteriores revisiones, debiendo éstas ser llevadas a cabo, por tanto, en una base de mantenimiento adecuada.

Los requerimientos y el tremendo esfuerzo exigidos por una revisión de este tipo suponen que dicho chequeo sea el más caro con diferencia, estableciéndose un coste total aproximado de un millón de dólares para una única revisión.

Debido al elevado costo de este tipo de revisiones, la mayoría de las aerolíneas (especialmente aquellas que cuentan con una gran flota) se ven obligadas a planificar las revisiones D con años de antelación.

Habitualmente, las aeronaves más antiguas se van eliminando de las flotas debido al elevado costo que supone una revisión de tipo D en comparación con el costo de la adquisición de una nueva aeronave.

De media, una aeronave comercial pasa tres revisiones D antes de ser retirada por la aerolínea.

Debido a la gran cantidad de tiempo que tarda una aeronave en pasar una revisión de tipo D, se suele aprovechar para realizar diferentes tipos de mejoras en cabina, tales como la renovación de los asientos, la mejora de los sistemas de entretenimiento.

DEFINICIÓN Y DESCRIPCIÓN ATA

El listado ATA 100, es una forma de organizar las distintas partes, reparaciones o tipos de sistemas de cualquier aeronave (avión o helicóptero). En el año 2000 se desarrolló una nueva evolución del sistema ATA 100, actualmente consolidada, que es el que se usa en la industria de aviación comercial y ha pasado a denominarse ATA iSpec 2200.

Nº ATA	Nombre del capítulo de la ATA
ATA 70	ESTÁNDARES PRÁCTICOS DEL MOTOR
ATA 71	PLANTA DE MOTORA
ATA 72	MOTORES DE TURBINAS/TURBOPROPULSORES
ATA 73	CONTROL Y GESTIÓN DEL COMBUSTIBLE DEL MOTOR
ATA 74	IGNICIÓN DEL MOTOR
ATA 75	AIRE DEL MOTOR
ATA 76	CONTROL DEL MOTOR
ATA 77	INDICACIONES DEL MOTOR
ATA 78	SISTEMA DE ESCAPE DEL MOTOR
ATA 79	ACEITE DEL MOTOR
ATA 80	ARRANQUE DEL MOTOR
ATA 81	TURBOCARGA
ATA 82	INYECCIÓN DE AGUA
ATA 83	ACCESORIOS DE LA CAJA DE CAMBIOS
ATA 84	INCREMENTO DE LA PROPULSIÓN
ATA 85	SISTEMAS DE CELDAS DE COMBUSTIBLE
ATA 91	GRÁFICAS
ATA 92	INSTALACIÓN DEL SISTEMA ELÉCTRICO

TIPOS DE MANUALES DE MANTENIMIENTO

AMM

El fabricante de la aeronave edita los manuales de mantenimiento, que deben ser consultados siempre que se necesite realizar cualquier acción de mantenimiento.

El contenido del Manual de mantenimiento de aeronaves (AMM) forma parte de las instrucciones para mantenimiento de la aeronavegabilidad, que el fabricante como titular del certificado de tipo, debe proporcionar y mantener.

El AMM está dividido en capítulos estándares llamados ATA:

· Aircraft General: ATA 00 hasta ATA 12

· Airframe Systems: ATA 20 hasta ATA 50

· Structure: ATA 51 hasta ATA 57

· Power Plant: ATA 70 hasta ATA 80

ESM

Engine Shop Manual (ESM) es el manual propio del motor, el cual hace referencia a todos los procedimientos de mantenimiento característicos de este. El propósito de estas instrucciones es cubrir las principales tareas típicas de mantenimiento del motor, por lo tanto, estas instrucciones no pretenden cubrir todos los detalles o diferencias en el equipo ni dar a conocer todos los eventos posibles en relación con la instalación, operación o mantenimiento. Si se necesitan más datos o se producen problemas diferentes, se debe acudir a los demás tipos de manuales dependiendo de la característica de este.

Este manual cubre las funciones necesarias para mantener y reparar el motor en un entorno de revisión técnica. El manual está estructurado para adaptarse al diseño modular del motor (módulos, ensamblajes y piezas individuales).

Este manual está escrito en una forma modular llamada Data Module (DM), de acuerdo con la especificación más reciente S1000D 4.1, también se produce de acuerdo con la especificación ATA 2200, ambas normas detallan como estructurar los procedimientos de mantenimiento.

El desmontaje de los componentes principales, tales como marcos, carcasas, piezas giratorias, cojinetes y cámaras de combustión, debe realizarse de acuerdo con todos los requisitos especificados en la sección de componentes aplicables del manual o con el programa de mantenimiento aprobado por los clientes correspondiente.

Este manual contiene tareas de mantenimiento como descripción y operación, procedimientos especiales, rápidos accesos, ensamble y desensamble, limpieza, inspección, chequeos, almacenamientos y testeos.

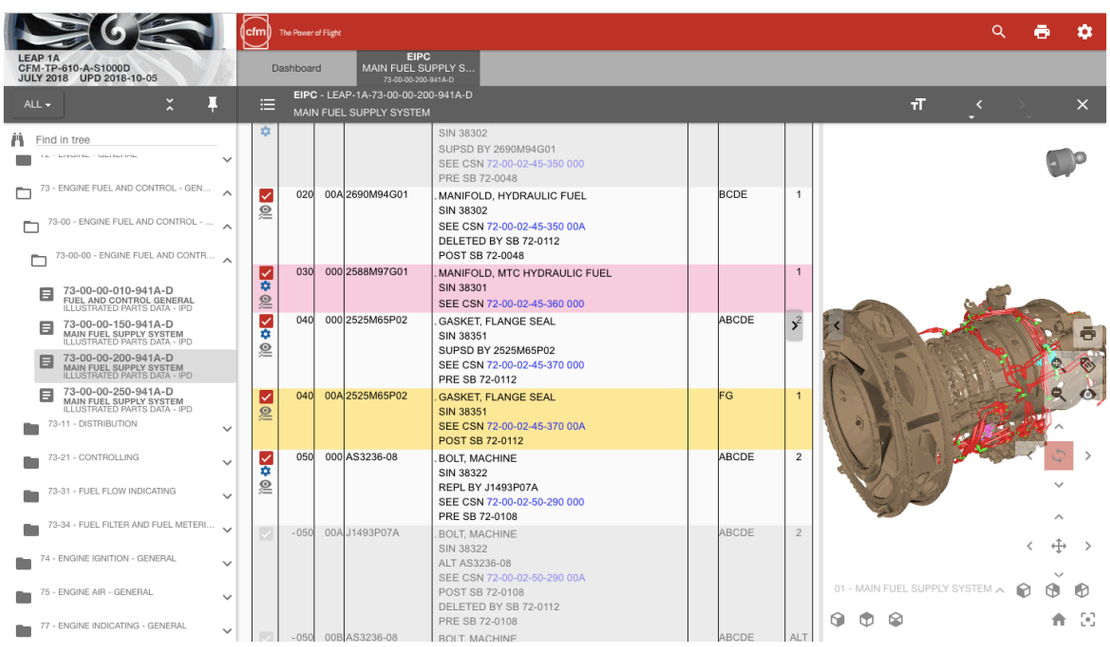
Este tipo de manual tiene una estructura basada en ATA100, el cual solo abarca los siguientes capítulos:

System (First element)	Chapter designation
05	Time Limits
72	Engine

EIPC

EIPC, el catálogo ilustrativo de partes del motor es un manual que apoya al manual mencionado anteriormente, el EM (Engine Manual), ya que está escrito en base a todas las partes del motor ya sea, desde la turbina hasta un perno, todos estos referenciados en el manual según SIN (número de serie), CSN (número de secuencia del catálogo) y PN (número de parte).

Este manual sirve de apoyo para las tareas mencionadas en el EM, ya que indica según SIN, PN o CSN la parte del motor a remover, inspeccionar, y/o instalar teniendo una referencia gráfica de este.



SB

Un service bulletin (SB), es una modificación realizada en una aeronave posterior a su fabricación. Suele ser habitual realizar, por ejemplo, una mejora en un sistema determinado, o modificar un sistema para una indicación más sencilla, o cambiar un tipo de relé que en sus repetidas inspecciones se han comprobado demasiados fallos. Un SB puede estar totalmente realizado, parcialmente realizado, no afectar a esa aeronave y todo esto debe de ser conocido por el técnico en mantenimiento.

NDTM

Non-Destructive Test Manual, manual de inspecciones no destructivas es un complemento de los manuales de mantenimiento, el cual indica cómo proceder para realizar inspecciones del tipo no destructivas, este se divide en diferentes partes:

-Data general.

-Examinación con un boroscopio.

-Test de superficies, fisuras y otros defectos con pinturas penetrantes.

-Análisis espectrométrico de aceite.

-Análisis de chip.

Este manual debe ser usado junto con el manual de límite de vida de las partes y el manual de testeo para poder interpretar y verificar los datos obtenidos.

CMM

Component maintenance manual es el manual de mantenimiento de componentes, en el cual se encuentran componentes del avión fabricados por diferentes empresas, ya sean de hidráulica, neumática, electrónica, automatización, etc., todas estas diferentes e independientes de GE Aviation, por ende, elaboran su propio manual de mantenimiento para corregir averías o realizar previo mantenimiento a sus componentes. El CMM se divide en los siguientes capítulos:

-73: Engine and Control.

-74: Ignition.

-75: Air.

-77: Engine Indicating.

-79: Oil.

-80: Starting.

ANEXO 2: TABLAS DE PROGRAMA DE MANTENIMIENTO PREVENTIVO Y ÁRBOL DE LOGICA RCM

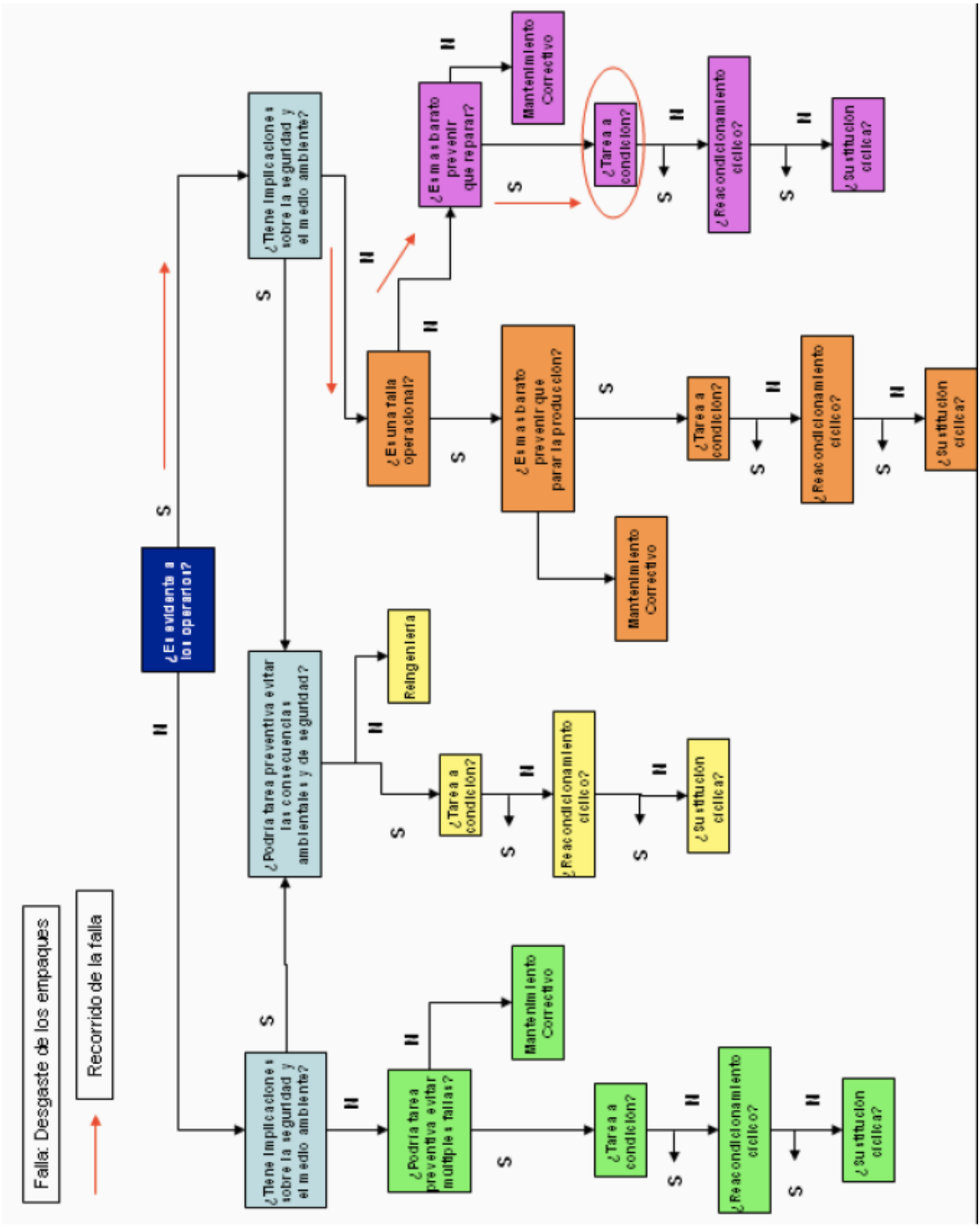
ACTIVIDADES DE LA FMECA - LOGICA DE DECISION DEL RCM

PROCESO: BOMBA CENTRIFUGA	SUBPROCESO: BOMBA DE DOBLE SUCCION	PREPARADO POR: GONZALO SARAVIA	
FUNCION: ABASTECER DE COMBUSTIBLE LOS INYECTORES Y EL SISTEMA PRINCIPAL HIDRAULICO		FECHA:	PAGINA 1/3

COMPONENTE	MODO DE FALLA	CAUSA DE FALLA	EFECTO DE FALLA	MEDIOS DE DETECCION	OCURRENCIA (O)	ACTIVIDAD	ACCION DE MANTENIMIENTO	FRECUENCIA DE APLICAICON	PERSONAL
BOCINAS	ALTAS TEMPERATURAS	DESGASTE DE LAS BOCINAS	DAÑO DEL EJE / DAÑO DEL IMPULSOR / DAÑO A PARTES INTERNAS	TERMOGRAFIAS / AUDITIVO / TACTO	5	CORRECTIVA	DESMONTAR BOCINA PARA RECTIFICACION	N/A	MANTENIMIENTO MECANICO
		ROCE ENTRE LAS PARTES GIRATORIAS Y ESTATICAS			3	PREVENTIVA	MEDICION DE TEMPERATURA	MENSUAL	MANTENIMIENTO PREVENTIVO
	RUIDO	IRREGULARIDADES EN LA SUPERFICIE			2	CORRECTIVA	CAMBIO DE BOCINA	N/A	MANTENIMIENTO MECANICO
EMPAQUES	FUGA EXCESIVA DE FLUIDO	DESGASTE DE LOS EMPAQUES	PERDIDA DE FLUIDO BOMBEADO / DISMINUCION EN RENDIMIENTO DE LA BOMBA	INSPECCION VISUAL	6	PREVENTIVA	REVISION DEL LIQUIDO	SEMANAL	MANTENIMIENTO PREVENTIVO
		INSTALACION INCORRECTA DE LOS EMPAQUES			3	CORRECTIVA	REINSTALACION DE LOS EMPAQUES	N/A	MANTENIMIENTO PREVENTIVO
RODAMIENTOS	ALTAS VIBRACIONES	DESGASTE	PARADA DE EQUIPO / DAÑA DE PIEZAS INTERNAS / DAÑO DE LOS RODAMIENTOS	ANALISIS DE VIBRACIONES / AUDITIVO	3	PREVENTIVA	ANALISIS DE VIBRACIONES	TRMESTRAL	MANTENIMIENTO PREVENTIVO
		FIN DE VIDA UTIL			2	CORRECTIVA	CAMBIAR RODAMIENTOS	N/A	MANTENIMIENTO MECANICO
	ALTAS TEMPERATURAS	FALTA DE LUBRICACION		TERMOGRFIAS / TACTO	3	PREVENTIVA	INSPECCION VISUAL EN BUSCA DE FUGAS	SEMANAL	MANTENIMIENTO PREVENTIVO
		LUBRICACION INCORRECTA			2	CORRECTIVA	CAMBIAR LUBRICANTE	MENSUAL	MANTENIMIENTO PREVENTIVO
	FUGA DE GRASA O ACEITE	LUBRICACION EXCESIVA		INSPECCION VISUAL	5	CORRECTIVA	RETIRAR LUBRICANTE	MENSUAL	MANTENIMIENTO PREVENTIVO
		DAÑO DE ESTOPERAS			6	PREVENTIVA	SUSTICION CLICICA DE ESTOPERAS	ANUAL	MANTENIMIENTO PREVENTIVO
EJE	ALTAS VIBRACIONES	EJE TORCIDO	PARADA DE LA BOMBA / DAÑO A PIEZAS INTERNAS / FALLAS EN CONDICIONES DE SERVICIO / DAÑO IRREAPARABLE A LA BOMBA	ANALISIS DE VIBRACIONES / AUDITIVO	2	CORRECTIVA	SUSTITUCION DEL EJE	N/A	MANTENIMIENTO MECANICO
		DESALINEAMIENTO DEL CONJUNTO MOTOR-BOMBA			5	PREVENTIVA	MEDICION DE ALINEACION DEL CONJUNTO	SEMESTRAL	MANTENIMIENTO PREVENTIVO
		ROTURA DEL EJE			2	CORRECTIVA	SUSTITUCION DEL EJE	N/A	MANTENIMIENTO MECANICO
	ALTAS TEMPERATURAS	DESGASTE DEL EJE		TERMOGRAFIA / TACTO	5	CORRECTIVA	RECTIFICAR EL EJE	N/A	MANTENIMIENTO MECANICO
		ROCE ENTRE PARTES ROTATORIAS Y FIJAS			3	PREVENTIVA	MEDICION DE TEMPERATURA E INSPECCION VISUAL	SEMESTRAL	MANTENIMIENTO PREVENTIVO

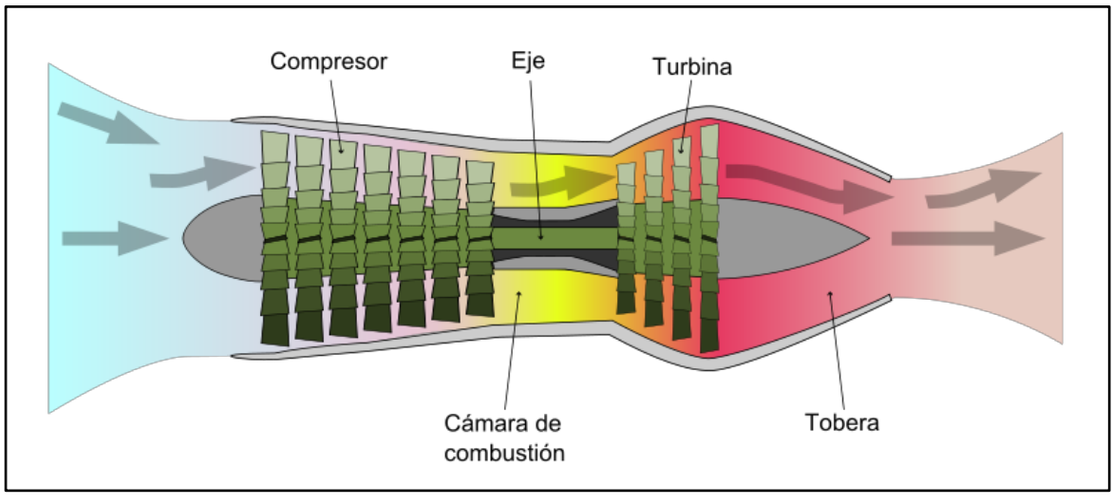
ANALISIS DE MODOS EFECTOS Y CRITICIDAD DE FALLAS (FMECA) DE PROCESO									
PROCESO: BOMBA CENTRIFUGA	SUBPROCESO: BOMBA DE DOBLE SUCCION			PREPARADO POR: GONZALO SARAVIA					
FUNCION: ABASTECER DE COMBUSTIBLE LOS INYECTORES Y EL SISTEMA PRINCIPAL HIDRAULICO				FECHA:			PAGINA 3/3		
COMPONENTE	MODO DE FALLA	CAUSA DE FALLA	EFECTO DE FALLA	MEDIOS DE DETECCION	OCURRENCIA (O)	ACTIVIDAD	ACCION DE MANTENIMIENTO	CRITICIDAD (NC)	FUNCION SATISFACTORIA
SELLOS MECANICOS	PERDIDA DEL FLUIDO BOMBEADO POR EL SELLO	DESGASTE DE LAS CARAS INTERNAS DEL SELLO (FIN DE VIDA UTIL)	PARA DE BOMBA PARA REEMPLAZAR SELLOS	INSPECCION VISUAL	5	CORRECTIVA	CAMBIO DEL SELLO	N/A	MANTENIMIENTO MECANICO
		VIBRACIONES EN EL SISTEMA			4	PREVENTIVA	MEDICION DE VIBRACIONES	MENSUAL	MANTENIMIENTO PREVENTIVO
		INSTALACION INCORRECTA DE LOS SELLOS			5	CORRECTIVA	REINSTALACION DEL SELLO	N/A	MANTENIMIENTO MECANICO
		LA BOMBA FUNCIONA MUY ALEJADO DE SU PUNTO DE MAXIMA EFICIENCIA LO QUE OCASIONA FUERZAS RADIALES			2	PREVENTIVA	TOMAR MEDIDA DE PRESION Y CAUDAL PARA COMPARARLAS CON LAS DE EFICIENCIA MAXIMAS	MENSUAL	MANTENIMIENTO PREVENTIVO
ANILLOS DE DESGASTE	RUIDO	DESGASTE DEL ANILLO	DAÑO DEL EJE / DAÑO DEL IMPULSOR / PERDIDA DE CONDICIONES DE SERVICIO	ANALISIS DE VIBRACIONES / AUDITIVO	3	PREVENTIVA	SUSTITUCION DEL ANILLO PERIODICAMENTE	ANUAL	MANTENIMIENTO PREVENTIVO
		PERDIDA DE ANILLO			5	CORRECTIVA	SUSTITUIR EL ANILLO	N/A	MANTENIMIENTO MECANICO
	ALTAS VIBRACIONES	FIN DE VIDA UTIL DEL ANILLO			1	CORRECTIVA	SUSTITUIR EL ANILLO	N/A	MANTENIMIENTO MECANICO
ACOPLE FLEXIBLE	ALTAS VIBRACIONES	DESALINEAMIENTO EXCESIVO	DAÑO DEL ACOPLE / PARADA DE LA BOMBA	INSPECCION VISUAL / MEDICION DE VIBRACIONES	4	PREVENTIVA	MEDICION DE ALINEACION	SEMESTRAL	MANTENIMIENTO PREVENTIVO
		DESBALANCE DE ACOPLES			3	CORRECTIVA	DESMONTAR ELEMENTO DE ACOPLE PARA BALANCEO	N/A	MANTENIMIENTO MECANICO
		FIN DE VIDA UTIL DEL ACOPLE			2	CORRECTIVA	CAMBIO DEL ELEMENTO DE ACOPLE	N/A	MANTENIMIENTO MECANICO
CARCASA DE LOS RODAMIENTOS	FUGA DE GRASA O ACEITE	FISURA EN LA CARCASA	DAÑO DE LA CARCASA / DAÑO DE LOS RODAMIENTOS / PARADA DE LA BOMBA	TERMOGRAFIA / TACTO / INSPECCION VISUAL	3	CORRECTIVA	REPARAR LA CARCASA	N/A	MANTENIMIENTO MECANICO
		DESGASTE EN LA CARCASA			2	CORRECTIVA	RECTIFICACION DE LA CARCASA	N/A	MANTENIMIENTO MECANICO
		DAÑO EN LOS OBTURADORES			6	PREVENTIVA	SUSTITUCION DE OBTURADORES	SEMESTRAL	MANTENIMIENTO PREVENTIVO
	ALTAS TEMPERATURAS EN LA CARCASA	ROCE ENTRE LAS PARTES GIRATORIAS Y ESTATICAS			5	PREVENTIVA	MEDICION DE TEMPERATURA	MENSUAL	MANTENIMIENTO PREVENTIVO

ANALISIS DE MODOS EFECTOS Y CRITICIDAD DE FALLAS (FMECA) DE PROCESO									
PROCESO: BOMBA CENTRIFUGA	SUBPROCESO: BOMBA DE DOBLE SUCCION			PREPARADO POR: GONZALO SARAVIA					
FUNCION: ABASTECER DE COMBUSTIBLE LOS INYECTORES Y EL SISTEMA PRINCIPAL HIDRAULICO				FECHA:			PAGINA 2/3		
COMPONENTE	MODO DE FALLA	CAUSA DE FALLA	EFECTO DE FALLA	MEDIOS DE DETECCION	OCURRENCIA (O)	ACTIVIDAD	ACCION DE MANTENIMIENTO	CRITICIDAD (NC)	FUNCION SATISFACTORIA
CARCASA	FUGA EN LA CARCASA	CUERPO EXTRAÑO EN LA CARCASA	PARADA DE BOMBA / PERDIDA INDESEADA DEL LIQUIDO BOMBEADO	INSPECCION VISUAL	2	CORRECTIVA	LIMPIEZA DE CARCASA	N/A	MANTENIMIENTO MECANICO
		SOLIDOS EN SUSPENSION EN EL FLUIDO BOMBEADO			2	PREVENTIVA	TOMA DE MUESTRAS DEL FLUIDO BOMBEADO PARA ESTUDIO	QUINCENAL	MANTENIMIENTO PREVENTIVO
	DESGASTE DE LA CARCASA	CORROSION DE LA CARCASA			2	CORRECTIVA	REPARACION DE LA CARACASA	N/A	MANTENIMIENTO MECANICO
		FATIGA DE MATERIAL			2	CORRECTIVA	CAMBIO DE LA CARCASA	N/A	MANTENIMIENTO MECANICO
PRENSA EMPAQUES	RECALIENTAMIENTO DE LOS EMPAQUES	APRIETE EXCESIVO DE LOS TORNILLOS	DAÑO DE LOS EMPAQUES / RECALENTAMIENTO DE LA BOMBA	INSPECCION VISUAL	5	CORRECTIVA	AFLOJAR TORNILLOS	N/A	MANTENIMIENTO MECANICO
	FLUIDO EXCESIVO DE FLUIDO BOMBEADO	POCO AJUSTE DE LOS TORNILLOS			3	CORRECTIVA	APRETAR LOS TORNILLOS	N/A	MANTENIMIENTO MECANICO
IMPULSORES	CAUDAL BAJO / PRESION INSUFICIENTE	CUERPO EXTRAÑO EN LOS IMPULSORES	PERDIDA EN LAS CONDICIONES DE SERVICIO / BAJO RENDIMIENTO EN EL EQUIPO / PARADA D EQUIPO	LECTURA DE INSTRUMENTOS, MANOMETRO Y MEDIDORES DE FLUJO	3	CORRECTIVA	LIMPIEZA DE LOS IMPULSORES	N/A	MANTENIMIENTO MECANICO
		DAÑO EN LOS ALABES POR DESGASTE			2	CORRECTIVA	RECTIFICACION DE LOS ALABES SEGÚN ESPECIFICACIONES DEL FABRICANTE	N/A	MANTENIMIENTO MECANICO
		DAÑO EN UNO DE LOS IMPULSORES			2	CORRECTIVA	CAMBIO DEL IMPULSOR	N/A	MANTENIMIENTO MECANICO
		PERDIDAS INTERNAS			3	PREVENTIVA	INSPECCION VISUAL EN BUSCA DE FUGAS	MENSUAL	MANTENIMIENTO PREVENTIVO
	BOMBA NO ENTREGA FLUIDO	IMPULSORES TRANCADOS		INSPECCION VISUAL	3	CORRECTIVA	DESTRABE DE IMPULSORES	N/A	MANTENIMIENTO MECANICO
		ROCE ENTRE LOS IMPULSORES			3	PREVENTIVA	REVISION DEL ESPACIAMIENTO ENTRE IMPULSORES	ANUAL	MANTENIMIENTO PREVENTIVO

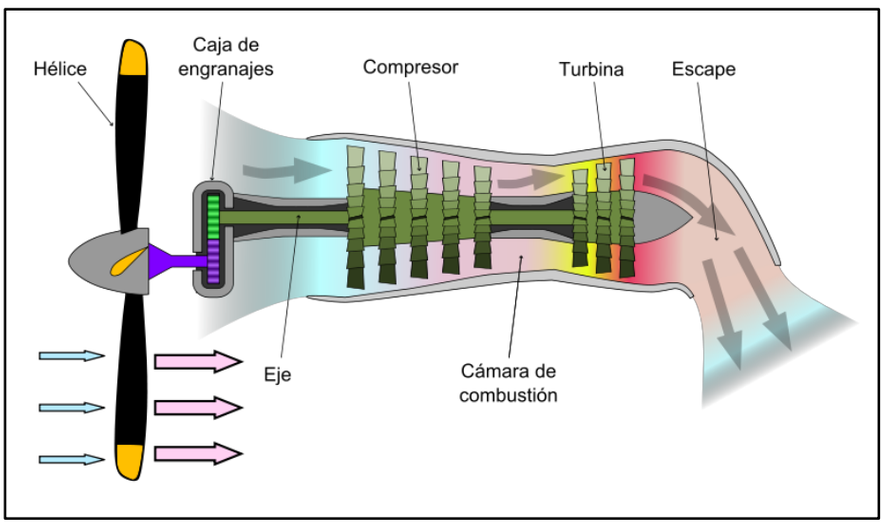

Falla: Desgaste de los empaques
Recorrido de la falla
¿Es evidente a los operarios?
¿Tiene implicaciones sobre la seguridad y el medio ambiente?
¿Podría tarea preventiva evitar múltiples fallas?
Mantenimiento Correctivo
¿Tarea a condición?
¿Reacondicionamiento cíclico?
¿Sustitución cíclica?
¿Podría tarea preventiva evitar las consecuencias ambientales y de seguridad?
Reingeniería
¿Es una falla operacional?
¿Es más barato prevenir que parar la producción?
¿Es más barato prevenir que reparar?
S
N

ANEXO 3: TIPOS DE MOTORES A REACCIÓN

-Turborreactor o turbojet consiste en una entrada de aire, un compresor de aire, una cámara de combustión, una turbina de gas (que mueve el compresor del aire) y una tobera. El aire entra comprimido en la cámara, se calienta y expande por la combustión del combustible y entonces es expulsado a través de la turbina hacia la tobera siendo acelerado a altas velocidades para proporcionar la propulsión.



-Turbohélice consta de una hélice delante del reactor propulsada por una segunda turbina, las etapas adicionales de esta turbina que mueve el compresor.



-Geared Turbofan motor de igual diseño que el turbofan, pero posee una “gearbox” o caja de cambios en el ventilador (fan) con el cual es posible manejar la proporción de aire que entra a la mezcla desde la cabina del piloto y sus instrumentos, haciendo que este rote más lento o más rápido según sea necesario, moviendo gradualmente cada una de las aspas internas del ventilador.

ANEXO 4: TABLAS DE ANÁLISIS DE CRITICIDAD BOMBA HIDRÁULICA

ANALISIS DE MODOS EFECTOS Y CRITICIDAD DE FALLAS (FMECA) DE PROCESO

PROCESO: BOMBA CENTRIFUGA | SUBPROCESO: BOMBA DE DOBLE SUCCION | PREPARADO POR: GONZALO SARAVIA

FUNCION: ABASTECER DE COMBUSTIBLE LOS INYECTORES Y EL SISTEMA PRINCIPAL HIDRAULICO | FECHA: | PAGINA 1/3

COMPONENTE	MODO DE FALLA	CAUSA DE FALLA	EFECTO DE FALLA	MEDIOS DE DETECCION	SEVERIDAD (S)	OCURRENCIA (O)	DETECCION (ND)	CRITICIDAD (NC)	FUNCION SATISFACTORIA
BOCINAS	ALTAS TEMPERATURAS	DESGASTE DE LAS BOCINAS	DAÑO DEL EJE / DAÑO DEL IMPULSOR / DAÑO A PARTES INTERNAS	TERMOGRAFIAS / AUDITIVO / TACTO	6	5	3	90	SI
		ROCE ENTRE LAS PARTES GIRATORIAS Y ESTATICAS			5	3	2	30	NO
	RUIDO	IRREGULARIDADES EN LA SUPERFICIE			8	2	5	80	SI
EMPAQUES	FUGA EXCESIVA DE FLUIDO	DESGASTE DE LOS EMPAQUES	PERDIDA DE FLUIDO BOMBEADO / DISMINUCION EN RENDIMIENTO DE LA BOMBA	INSPECCION VISUAL	6	6	2	72	SI
		INSTALACION INCORRECTA DE LOS EMPAQUES			5	3	4	60	NO
RODAMIENTOS	ALTAS VIBRACIONES	DESGASTE	PARADA DE EQUIPO / DAÑA DE PIEZAS INTERNAS / DAÑO DE LOS RODAMIENTOS	ANALISIS DE VIBRACIONES / AUDITIVO	7	3	5	105	SI
		FIN DE VIDA UTIL			9	2	3	54	NO
	ALTAS TEMPERATURAS	FALTA DE LUBRICACION		TERMOGRFIAS / TACTO	9	3	6	162	SI
		LUBRICACION INCORRECTA			6	2	5	60	NO
	FUGA DE GRASA O ACEITE	LUBRICACION EXCESIVA		INSPECCION VISUAL	6	5	2	60	NO
		DAÑO DE ESTOPERAS			6	6	3	108	SI
EJE	ALTAS VIBRACIONES	EJE TORCIDO	PARADA DE LA BOMBA / DAÑO A PIEZAS INTERNAS / FALLAS EN CONDICIONES DE SERVICIO / DAÑO IRREAPARABLE A LA BOMBA	ANALISIS DE VIBRACIONES / AUDITIVO	8	2	4	64	NO
		DESALINEAMIENTO DEL CONJUNTO MOTOR-BOMBA			6	5	2	60	NO
		ROTURA DEL EJE			9	2	4	72	SI
	ALTAS TEMPERATURAS	DESGASTE DEL EJE		TERMOGRAFIA / TACTO	5	5	2	50	NO
		ROCE ENTRE PARTES ROTATORIAS Y FIJAS			4	3	2	24	NO

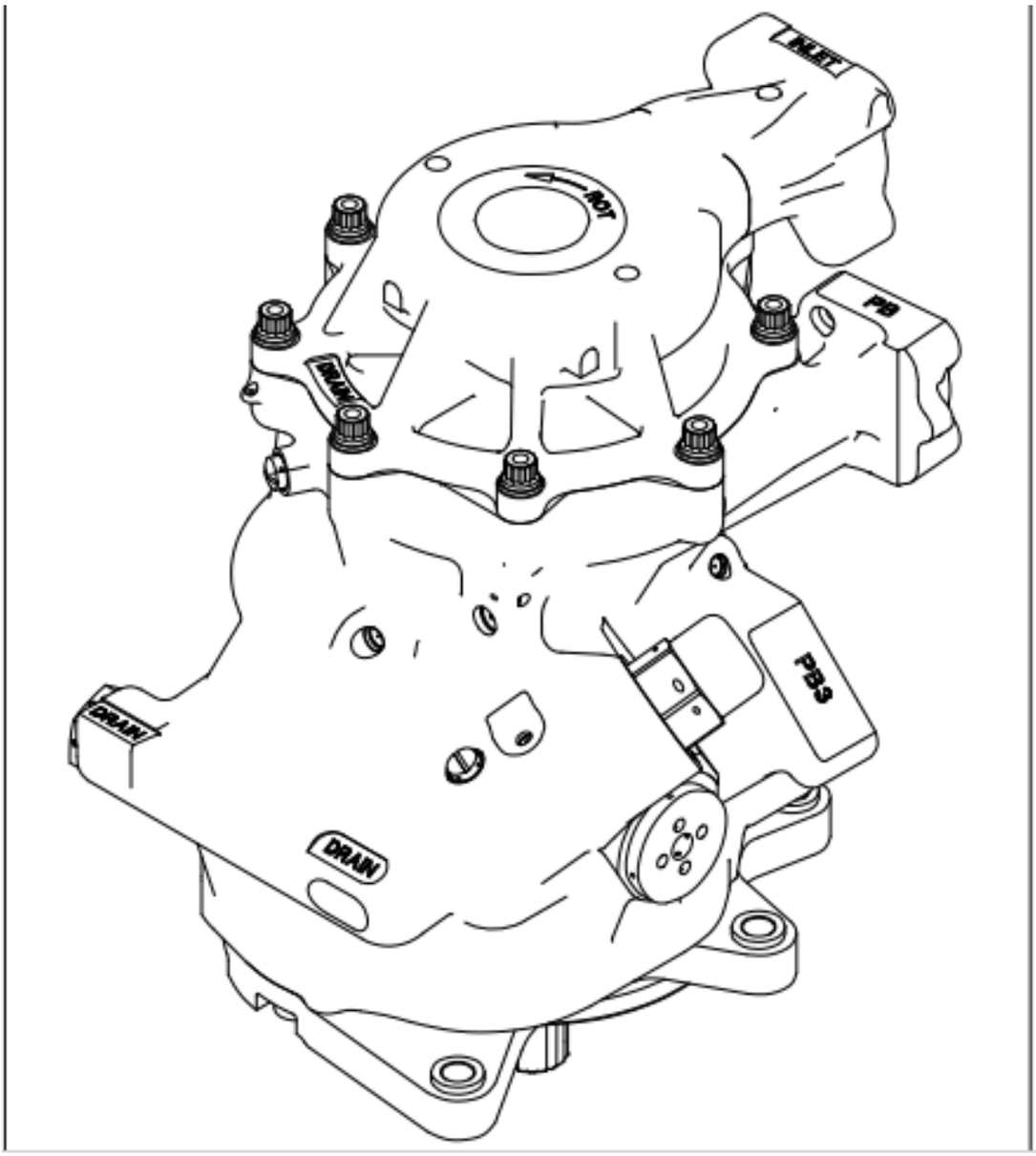
ANALISIS DE MODOS EFECTOS Y CRITICIDAD DE FALLAS (FMECA) DE PROCESO

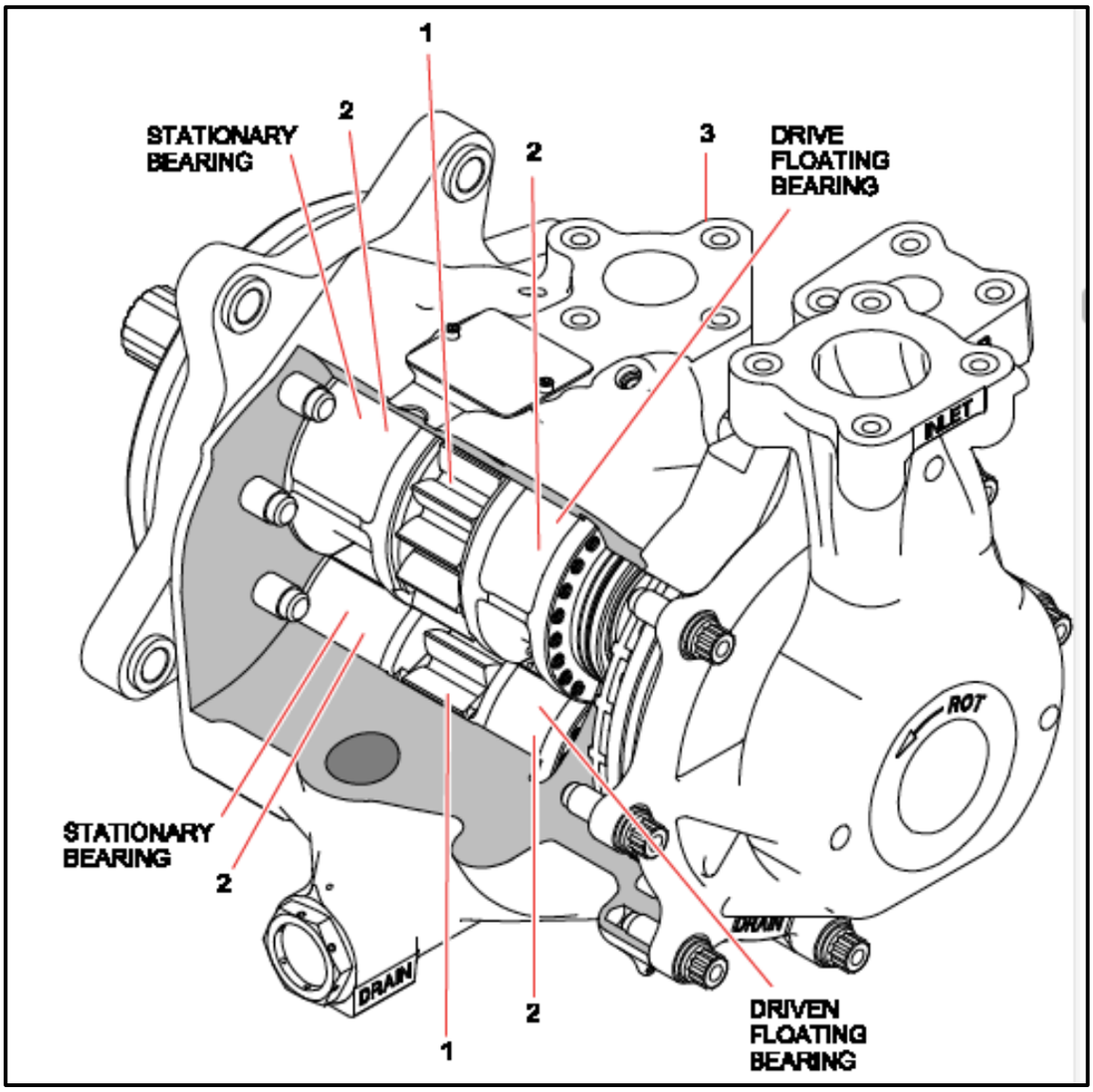
PROCESO: BOMBA CENTRIFUGA	SUBPROCESO: BOMBA DE DOBLE SUCCION			PREPARADO POR: GONZALO SARAVIA					
FUNCION: ABASTECER DE COMBUSTIBLE LOS INYECTORES Y EL SISTEMA PRINCIPAL HIDRAULICO				FECHA:			PAGINA 2/3		
COMPONENTE	MODO DE FALLA	CAUSA DE FALLA	EFECTO DE FALLA	MEDIOS DE DETECCION	SEVERIDAD (S)	OCURRENCIA (O)	DETECCION (ND)	CRITICIDAD (NC)	FUNCION SATISFACTORIA
CARCASA	FUGA EN LA CARCASA	CUERPO EXTRAÑO EN LA CARCASA	PARADA DE BOMBA / PERDIDA INDESEADA DEL LIQUIDO BOMBEADO	INSPECCION VISUAL	7	2	4	56	NO
		SOLIDOS EN SUSPENSION EN EL FLUIDO BOMBEADO			9	2	6	108	SI
	DESGASTE DE LA CARCASA	CORROSION DE LA CARCASA			6	2	3	36	NO
		FATIGA DE MATERIAL			6	2	3	36	NO
PRENSA EMPAQUES	RECALIENTAMIENTO DE LOS EMPAQUES	APRIETE EXCESIVO DE LOS TORNILLOS	DAÑO DE LOS EMPAQUES / RECALENTAMIENTO DE LA BOMBA	INSPECCION VISUAL	8	5	4	160	SI
	FLUIDO EXCESIVO DE FLUIDO BOMBEADO	POCO AJUSTE DE LOS TORNILLOS			6	3	6	108	SI
IMPULSORES	CAUDAL BAJO / PRESION INSUFICIENTE	CUERPO EXTRAÑO EN LOS IMPULSORES	PERDIDA EN LAS CONDICIONES DE SERVICIO / BAJO RENDIMIENTO EN EL EQUIPO / PARADA D EQUIPO	LECTURA DE INSTRUMENTOS, MANOMETRO Y MEDIDORES DE FLUJO	7	3	3	63	NO
		DAÑO EN LOS ALABES POR DESGASTE			9	2	2	36	NO
		DAÑO EN UNO DE LOS IMPULSORES			9	2	4	72	SI
		PERDIDAS INTERNAS			7	3	3	63	NO
	BOMBA NO ENTREGA FLUIDO	IMPULSORES TRANCADOS		INSPECCION VISUAL	7	3	4	84	SI
		ROCE ENTRE LOS IMPULSORES			6	3	3	54	NO

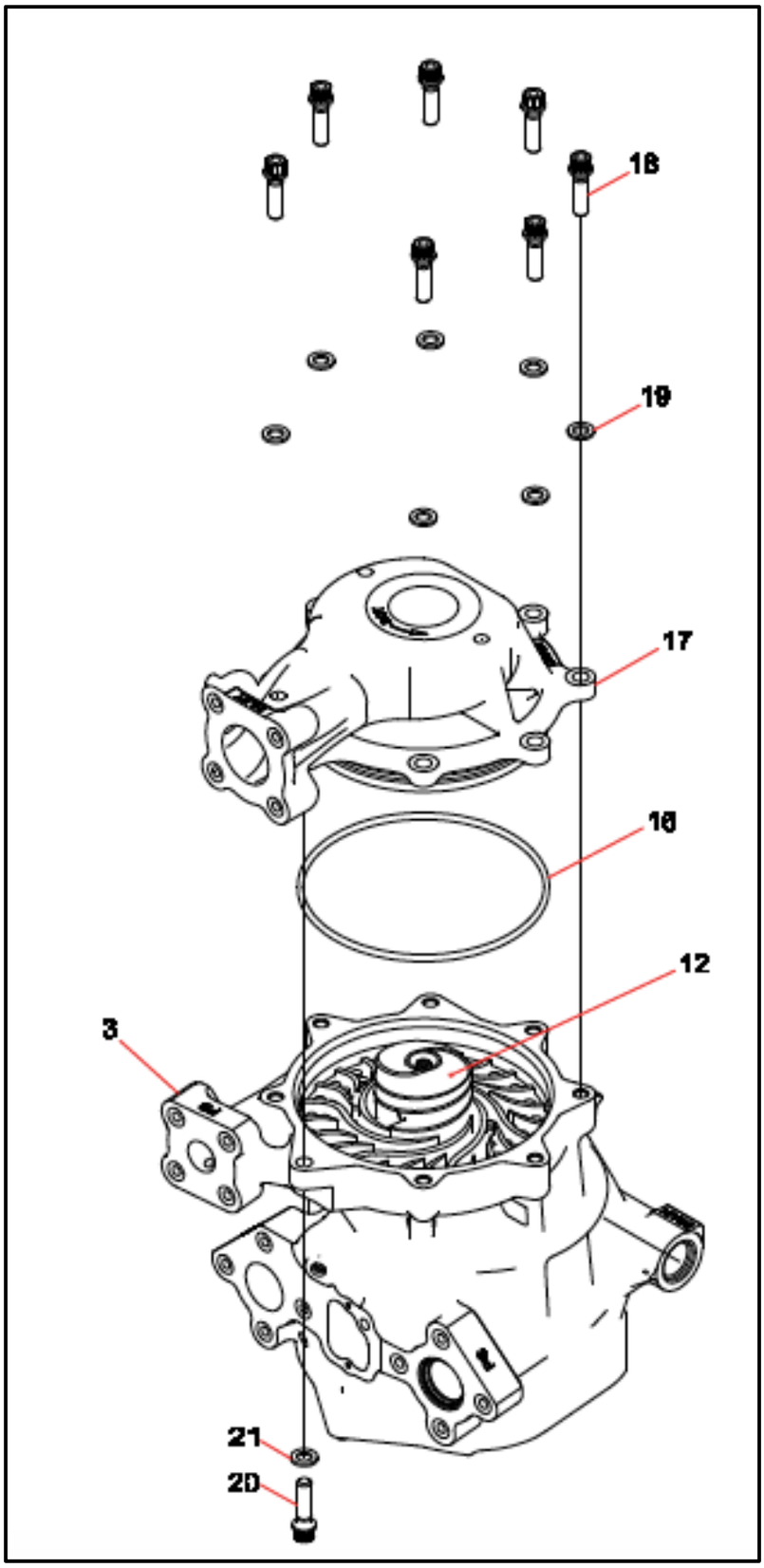
ANALISIS DE MODOS EFECTOS Y CRITICIDAD DE FALLAS (FMECA) DE PROCESO

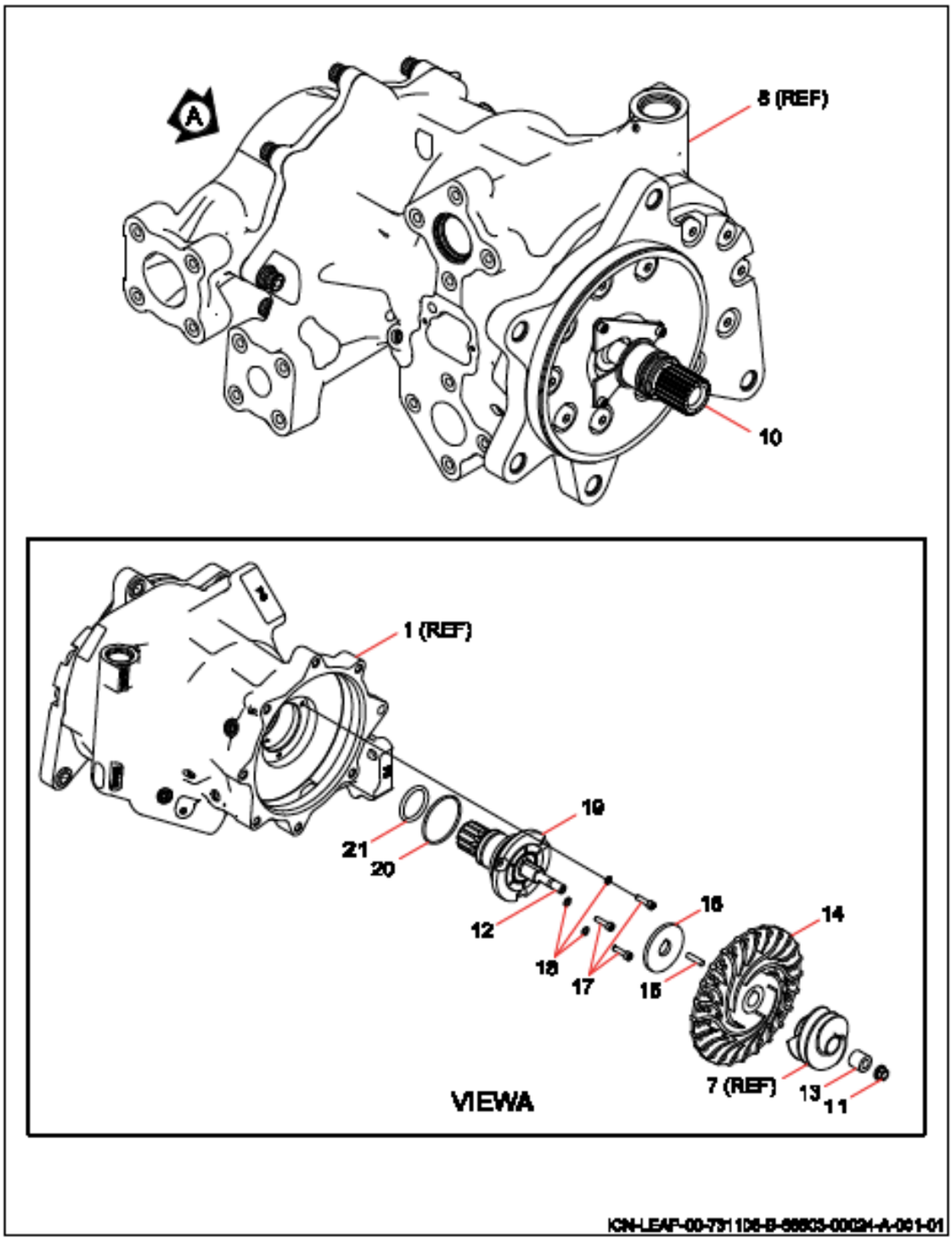
PROCESO: BOMBA CENTRIFUGA	SUBPROCESO: BOMBA DE DOBLE SUCCION	PREPARADO POR: GONZALO SARAVIA							
FUNCION: ABASTECER DE COMBUSTIBLE LOS INYECTORES Y EL SISTEMA PRINCIPAL HIDRAULICO		FECHA:					PAGINA 3/3		
COMPONENTE	MODO DE FALLA	CAUSA DE FALLA	EFECTO DE FALLA	MEDIOS DE DETECCION	SEVERIDAD (S)	OCURRENCIA (O)	DETECCION (ND)	CRITICIDAD (NC)	FUNCION SATISFACTORIA
SELLOS MECANICOS	PERDIDA DEL FLUIDO BOMBEADO POR EL SELLO	DESGASTE DE LAS CARAS INTERNAS DEL SELLO (FIN DE VIDA UTIL)	PARA DE BOMBA PARA REEMPLAZAR SELLOS	INSPECCION VISUAL	9	5	2	90	SI
		VIBRACIONES EN EL SISTEMA			6	4	4	96	SI
		INSTALACION INCORRECTA DE LOS SELLOS			7	5	3	105	SI
		LA BOMBA FUNCIONA MUY ALEJADO DE SU PUNTO DE MAXIMA EFICIENCIA LO QUE OCASIONA FUERZAS RADIALES			9	2	3	54	NO
ANILLOS DE DESGASTE	RUIDO	DESGASTE DEL ANILLO	DAÑO DEL EJE / DAÑO DEL IMPULSOR / PERDIDA DE CONDICIONES DE SERVICIO	ANALISIS DE VIBRACIONES / AUDITIVO	3	3	4	36	NO
		PERDIDA DE ANILLO			5	5	2	50	NO
	ALTAS VIBRACIONES	FIN DE VIDA UTIL DEL ANILLO			5	1	5	25	NO
ACOPLE FLEXIBLE	ALTAS VIBRACIONES	DESALINEAMIENTO EXCESIVO	DAÑO DEL ACOPLE / PARADA DE LA BOMBA	INSPECCION VISUAL / MEDICION DE VIBRACIONES	7	4	3	84	SI
		DESBALANCE DE ACOPLES			6	3	5	90	SI
		FIN DE VIDA UTIL DEL ACOPLE			9	2	3	54	NO
CARCASA DE LOS RODAMIENTOS	FUGA DE GRASA O ACEITE	FISURA EN LA CARCASA	DAÑO DE LA CARCASA / DAÑO DE LOS RODAMIENTOS / PARADA DE LA BOMBA	TERMOGRAFIA / TACTO / INSPECCION VISUAL	8	3	4	96	SI
		DESGASTE EN LA CARCASA			5	2	2	20	NO
		DAÑO EN LOS OBTURADORES			4	6	5	120	SI
	ALTAS TEMPERATURAS EN LA CARCASA	ROCE ENTRE LAS PARTES GIRATORIAS Y ESTATICAS			5	5	2	50	NO

ANEXO 5: DIBUJOS TÉCNICOS DE ENSAMBLAJE Y DESENSAMBLAJE DE LA BOMBA HIDRÁULICA




1
2
STATIONARY
BEARING
2
3
DRIVE
FLOATING
BEARING
INLET
ROT
STATIONARY
BEARING
2
DRAIN
DRAIN
2
1
DRIVEN
FLOATING
BEARING


18
19
17
16
12
3
21
20


A
8 (REF)
10
1 (REF)
19
21
20
12
18
17
16
15
14
7 (REF)
13
11
VIEWA
ICN-LEAF-00-791106-B-66603-00024-A-001-01