



ESPE

UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

UNIDAD DE GESTIÓN DE  TECNOLOGÍAS

DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE TECNOLOGÍA EN MECÁNICA AERONÁUTICA

MENCIÓN AVIONES

MONOGRAFÍA: PREVIO A LA OBTENCIÓN DEL TÍTULO DE
TECNÓLOGO EN MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN AVIONES

TEMA: “INSPECCIÓN FASE 4 DEL MOTOR PRATT & WHITNEY JT15D-
4 DE ACUERDO A LA TAREA DE MANTENIMIENTO 71-01-00,
MEDIANTE LA UTILIZACIÓN DE LA HERRAMIENTA ESPECIAL PARA
EL LAVADO DEL COMPRESOR DEL AVIÓN CESSNA CITATION IGM-
628”

AUTOR: CBOP. DE A.E TRUJILLO MALES, CÉSAR AUGUSTO

DIRECTOR: TLGO. PANTOJA MONTENEGRO, DARWIN ESTEBAN

LATACUNGA

2020



ESPE

UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE TECNOLOGÍA EN MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN AVIONES

CERTIFICACIÓN

Certifico que el trabajo de monografía, ***“INSPECCIÓN FASE 4 DEL MOTOR PRATT & WHITNEY JT15D-4 DE ACUERDO A LA TAREA DE MANTENIMIENTO 71-01-00, MEDIANTE LA UTILIZACIÓN DE LA HERRAMIENTA ESPECIAL PARA EL LAVADO DEL COMPRESOR DEL AVIÓN CESSNA CITATION IGM-628”*** fue realizado por el señor ***Cbop. de A.E Trujillo Males, César Augusto***, el mismo que ha sido revisado en su totalidad, analizado por la herramienta de verificación de similitud de contenidos; por lo tanto cumple con los requisitos teóricos, científicos, técnicos, metodológicos y legales establecidos por la Universidad de Fuerzas Armadas ESPE, razón por la cual me permito acreditarlo y autorizar para que lo sustente públicamente.

Latacunga, 06 de febrero del 2020

Tlgo. Pantoja Montenegro, Darwin Esteban

C.C.:0401531793



ESPE

UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE TECNOLOGÍA EN MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN AVIONES

AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD

Yo, **Cbop. de A.E Trujillo Males, César Augusto**, declaro que el contenido, ideas y criterios trabajo de monografía: ***Inspección Fase 4 del motor Pratt & Whitney JT15D-4 de acuerdo a la tarea de mantenimiento 71-01-00, mediante la utilización de la herramienta especial para el lavado del compresor del avión Cessna Citation IGM-628*** es de mi autoría y responsabilidad, cumpliendo con los requisitos teóricos, metodológicos y legales establecidos por la Universidad de Fuerzas Armadas ESPE, respetando los derechos intelectuales de terceros y referenciando las citas bibliográficas. Consecuentemente el contenido de la investigación mencionada es veraz.

Latacunga, 06 de febrero del 2020

Una firma manuscrita en tinta azul, que parece ser la del autor, escrita sobre una línea horizontal punteada.

Cbop. de A.E Trujillo Males, César Augusto

C.C.: 1719490409



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE TECNOLOGÍA EN MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN AVIONES

AUTORIZACIÓN

Yo, **Cbop. de A.E Trujillo Males, César Augusto**, autorizo a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE publicar el trabajo de monografía: ***Inspección Fase 4 del motor Pratt & Whitney JT15D-4 de acuerdo a la tarea de mantenimiento 71-01-00, mediante la utilización de la herramienta especial para el lavado del compresor del avión Cessna Citation IGM-628 en el Repositorio Institucional, cuyo contenido, ideas y criterios son de mi responsabilidad.***

Latacunga, 06 de febrero del 2020

Una firma manuscrita en tinta azul que parece ser la del Sr. César Augusto Trujillo Males, sobre una línea de puntos.

Cbop. de A.E Trujillo Males, César Augusto

C.C.: 1719490409

DEDICATORIA

El presente trabajo está dedicado a las personas más importantes en mi vida; mi esposa **Patricia** y mi hija **Camila**, quienes con su amor, esfuerzo y sacrificio han sabido apoyarme en el cumplimiento de las metas que me he propuesto a lo largo de mi vida profesional y universitaria. Gracias mis princesas.

Igualmente a mis padres; **Rosa** y **César**, quienes han dedicado su vida a educarme y guiarme por el camino del bien, forjándome a ser un hombre de bien ante la sociedad, y en la actualidad ante la patria, para servir con honor en el desarrollo de la sociedad, o cuando la patria así lo requiera.

A mis hermanos **Myriam**, **Javier**, **Leonardo** y **Karen** quienes han estado brindándome su apoyo incondicionalmente en todo momento y con sus palabras de aliento han sabido motivarme a seguir adelante y cumplir con mis objetivos.

CBOP. DE A.E TRUJILLO MALES, CÉSAR AUGUSTO

AGRADECIMIENTO

Agradezco a Dios, por haberme dado la salud y la sabiduría necesaria para alcanzar mis objetivos propuestos, a mis padres quienes me han inculcado la ética y el rigor que me dio las facultades para salir adelante ante las adversidades y con ello trabajar por un futuro mejor para mi familia.

A mis princesas; **Patricia** y **Camila**, ya que su apoyo incondicional, y todas sus locuras, han sido mi fuente de inspiración para culminar de manera satisfactoria mis estudios universitarios.

A los señores directivos y docentes de la Unidad de Gestión de Tecnologías de la Universidad de las Fuerzas Armadas que con responsabilidad, profesionalismo, trabajo diario y ética profesional han sabido compartir sus conocimientos, experiencias y brindarme las herramientas necesarias para poder elaborar mi proyecto de titulación.

Y por último agradecer al Ejército Ecuatoriano y en especial al Arma de Aviación de Ejército por haberme dado la oportunidad de capacitarme y haber sido alumno becado de planta de la ESPEL en la carrera de Mecánica Aeronáutica Mención Aviones.

CBOP. DE A.E TRUJILLO MALES, CÉSAR AUGUSTO

INDICE DE CONTENIDOS

CARATULA

CERTIFICACIÓN i

AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD ii

AUTORIZACIÓN iii

DEDICATORIA iv

AGRADECIMIENTO v

INDICE DE CONTENIDOS vi

ÍNDICE DE FIGURAS xiv

RESUMEN xvii

ABSTRACT xviii

CAPÍTULO I

PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA DE INVESTIGACIÓN

1.1 Antecedentes 1

1.2 Planteamiento del problema 1

1.3 Justificación e importancia 2

1.4 Objetivos.....	3
1.4.1 Objetivo General.....	3
1.4.2 Objetivos Específicos	4
1.5 Alcance.....	4

CAPÍTULO II

MARCO TEÓRICO

2.1 Historia de la aeronave.....	5
2.2 Generalidades Cessna Citation II CE-550.....	6
2.2.1 Especificaciones Técnicas.....	7
2.3 Historia motor Pratt and Whitney JT15D-4	8
2.3.1 Especificaciones técnicas Pratt and Whitney JT15D-4.....	10
2.4 Características de diseño motor JT15D-4	11
2.5 Componentes del motor JT15D-4.....	13
a. Góndolas o cubiertas del motor.....	13
b. Descripción góndolas o cubiertas del motor	13
2.5.1 Unidad de control de combustible del motor.....	16

2.5.2 Sistema de ignición.....	17
2.5.3 Sistema de indicación del motor	19
a. Sistema T6 de indicación.....	19
b. Sistema T1 de indicación.....	19
2.5.4 Sistema de lubricación.....	20
a. Sistema de presión de aceite	21
b. Sistema de recuperación de aceite	22
c. Sistema de ventilación	23
2.5.5 Sistema de aire del motor.....	24
a. Presurización del conjunto de los cojinetes	24
b. Disco de turbina y estator de turbina HP - Aire de refrigeración.....	25
2.6 Inspección	26
2.6.1 Tipos de inspecciones	26
a. Inspecciones Programadas	26
b. Inspecciones de Rutina	27
c. Inspecciones de no rutina	27
d. Inspecciones por fallas	28

2.7 Métodos de inspección	29
a. Líquidos penetrantes	29
b. Partículas magnéticas	30
c. Corriente de Foucault	31
d. Ultrasonido	32
e. Inspección visual	33
2.8 Inspección visual directa e indirecta	34
a. Inspección visual directa.....	34
b. Inspección visual indirecta.....	35

CAPÍTULO III

DESARROLLO DEL TEMA

3.1 Preliminares.....	36
3.2 Medidas de seguridad	36
3.3 Herramientas y equipos utilizados para el lavado de compresores de acuerdo a la inspección fase 4 del motor.....	37
3.4 Herramienta de lavado de compresor PWC31198	37

3.4.1 Procedimientos para la rehabilitación de los equipos para el lavado de compresores	38
a. Inspección del contenedor de alcohol metílico	38
b. Inspección NDI método líquidos penetrantes	39
c. Prueba hidrostática del tanque	41
d. Reemplazo de válvulas y manómetro.....	42
e. Aplicación de pintura al reservorio.....	43
f. Rectificación y pintura del rociador PWC31198.....	45
3.5 Tarea de mantenimiento fase 4 del motor	47
3.5.1 Limpieza y lavado de compresores de acuerdo al ATA 71-00-00	47
3.5.2 Materiales para la limpieza interna del motor	49
3.5.3 Preparación del motor para el lavado	53
3.5.4 Remoción del ducto de derivación.....	56
3.6 Preparación de los equipos de apoyo y el motor.....	57
3.6.1 Procedimientos después del lavado	65
3.7 Simbología en diagramas de flujo de análisis.....	66
3.8 Presupuesto	67

3.8.1 Análisis de costos	67
3.8.2 Costos primarios	68
3.8.3 Costos secundarios	68
3.8.4 Costo total del proyecto de grado	69

CAPÍTULO IV

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

4.1 Conclusiones	70
4.2 Recomendaciones	70

BIBLIOGRAFÍA	72
---------------------------	----

ANEXO	73
--------------------	----

ANEXO A: CERTIFICADO NDI

ANEXO B: CERTIFICADO DE PRUEBA HIDROSTÁTICA

ANEXO C: TABLA DE PREPARACIÓN DE SOLUCIÓN

ANEXO D: ORDEN DE TRABAJO

ANEXO E: CUMPLIMIENTO DE TRABAJO

ANEXO F: DIAGRAMA DE FLUJO DE ANÁLISIS

ANEXO G: MANUAL DE OPERACIÓN PARA LA INSPECCIÓN FASE 4

ANEXO H: MANUAL DE SEGURIDAD PARA LA INSPECCIÓN FASE 4

ANEXO I: MANUAL DE MANTENIMIENTO DE LOS EQUIPOS

ANEXO J: MANUAL DE OPERACIÓN DE LOS EQUIPOS

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1 <i>Especificaciones Técnicas</i>	7
Tabla 2 <i>Descripción Física</i>	10
Tabla 3 <i>Costos primarios</i>	68
Tabla 4 <i>Costos secundarios</i>	68
Tabla 5 <i>Costo total del proyecto</i>	69

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1. Aeronave Cessna II CE-550 IGM-628	6
Figura 2. Dimensiones Cessna Citation II.....	8
Figura 3. Motor JT15D-4.....	9
Figura 4. Elementos internos motor JT15D-4	12
Figura 5. Carenado delantero.....	14
Figura 6. Cubierta posterior	14
Figura 7. Carenado superior e inferior	16
Figura 8. Sistema con una caja excitadora.....	18
Figura 9. Sistema doble caja excitadora.....	18
Figura 10. Sistema indicación termopar	20
Figura 11. Inspección por líquidos penetrantes	30
Figura 12. Inspección por partículas magnéticas.....	31
Figura 13. Inspección por corrientes Foucault.....	32
Figura 14. Inspección por ultrasonido.....	33
Figura 15. Inspección visual	34
Figura 16. Inspección visual de un motor	35
Figura 17. Herramienta PWC31198.....	38
Figura 18. Tanque de alcohol metílico.....	39
Figura 19. Aplicación liquido penetrante.....	40
Figura 20. Revelación del ensayo.....	41
Figura 21. Prueba hidro estática.....	42
Figura 22. Válvulas y manómetro reemplazado.....	43

Figura 23. Aplicación del protector	44
Figura 24. Aplicación pintura amarilla	45
Figura 25. Acabado de pintura del rociador.....	46
Figura 26. Cauchos base cowling.....	46
Figura 27. Limpieza externa del motor	48
Figura 28. Compuesto PWC15-015.....	50
Figura 29. Equipo de lavado PWC31198.....	51
Figura 30. Reservorio de agua destilada y alcohol metílico.....	51
Figura 31. Manguera alta presión 5/16”	52
Figura 32. Tanque de nitrógeno.....	52
Figura 33. Palanca de potencia en CUT-OFF.....	54
Figura 34. Disyuntor de aire OFF	54
Figura 35. Accionadores en OFF.....	55
Figura 36. Línea de drenaje.....	55
Figura 37. Ducto de derivación	56
Figura 38. Línea de drenaje.....	57
Figura 39. Diagrama de conjunción de elementos.....	57
Figura 40. Plataforma de lavado instalada	59
Figura 41. Conexión reservorio.....	59
Figura 42. Llenado con agua desmineralizada	60
Figura 43. Plataforma asegurada en borde de ataque	61
Figura 44. Disyuntores de ignición aislados.....	62
Figura 45. Alambre de seguridad retirado	62

Figura 46. <i>Retirando acoples de conjunto de cables</i>	62
Figura 47. <i>Descarga de corriente residual</i>	63
Figura 48. <i>Encendedor de chispa retirado</i>	63
Figura 49. <i>Marcador de tiempo en cabina</i>	64
Figura 50. <i>Arranque por 30 segundos</i>	64
Figura 51. <i>Desalinización del compresor</i>	65
Figura 52. <i>Excitador de chispa</i>	65

RESUMEN

En la presente monografía se detalla la ejecución de una tarea de mantenimiento Fase 4 que comprende procesos del lavado de compresores de los motores Pratt & Whitney JT15D-4 de la aeronave Cessna Citation II IGM-628, tarea que permite la preservación de los motores por medio de una plataforma de lavado situada en el borde de entrada de las toberas de los motores para rociar agua destilada o alcohol metílico a presión de nitrógeno comprimido, presión delimitada en el manual de mantenimiento. El lavado de compresores conllevó procedimientos de seguridad y operación para precautelar la seguridad de los técnicos de mantenimiento, los procesos incluyeron desactivar el sistema de ignición evitando la generación de alto voltaje en el motor, cerrar el paso de combustible para que se inflame o se acumule en sus cámaras de combustión y principalmente generar una salida de desfogue del agua rociada en los compresores para evitar su acumulación en la sección del motor. Previo a la tarea, uno de los objetivos propuestos fue realizar la rehabilitación de los equipos de apoyo; plataforma rociadora y tanque que aloja el agua destilada, ejecutando una inspección para determinar los daños y adecuaciones que se deben realizar entre ellas; prueba de líquidos penetrantes, prueba hidrostática, reemplazo de componentes y aplicación de pintura legible.

PALABRAS CLAVES

- **PRUEBA HIDROSTÁTICA**
- **CESSNA CITATION II IGM-628 – MANTENIMIENTO**
- **LAVADO DE COMPRESORES**

ABSTRACT

This monograph details the execution of a maintenance task Phase 4 that includes processes of washing the compressors of the Pratt & Whitney JT15D-4 engines of the Cessna Citation II IGM-628 aircraft, a task that allows the preservation of the engines by means of a washing platform located at the inlet edge of the engine nozzles to spray distilled water or methyl alcohol at compressed nitrogen pressure, pressure defined in the maintenance manual. The washing of compressors entailed safety and operation procedures to protect the safety of maintenance technicians, the processes included deactivating the ignition system avoiding the generation of high voltage in the engine, closing the fuel passage so that it ignites or accumulates in their combustion chambers and mainly generate a vent outlet of the water sprayed on the compressors to prevent their accumulation in the engine section. Prior to the task, one of the proposed objectives was to perform the rehabilitation of the support teams; spray platform and tank that houses distilled water, performing an inspection to determine the damages and adjustments that must be made between them; penetrating liquid test, hydrostatic test, component replacement and readable paint application.

KEYWORDS

- **HYDROSTATIC TEST**
- **CESSNA CITATION II IGM-628 – MAINTENANCE**
- **COMPRESSOR WASH**

**CHECKED BY:
MARÍA ELISA COQUE
ENGLISH TEACHER UGT**

CAPÍTULO I

PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA DE INVESTIGACIÓN

1.1 Antecedentes

La aeronave Cessna Citation II es una versión mejorada del Citation I, de fabricación estadounidense del año 1990 tiene un motor de modelo Pratt & Whitney JT15D-4, de clase ejecutivo con una capacidad de 8 pasajeros y una velocidad de 262 nudos, es parte de la familia Cessna, el Citation II es parte de una línea de aviones turbofan que son producidos por la Cessna Aircraft Company.

Cessna Citation II comprende una serie de cuatro versiones que se dividen en: II, IISP, SII y Citation Bravo, (modelos CE-550). Los motores JT15D-4 generados por Pratt & Whitney son motores turbofan que contienen un sistema de eje concéntrico que soporta al fan y rotores de la turbina, para su excelente funcionamiento debe estar limpia la sección compresora.

El presente proyecto se propone elaborar la inspección Fase 4 del motor Pratt & Whitney JT15D-4 de acuerdo a la tarea de mantenimiento 71-01-00 aplicable al avión Cessna Citation II CE-550 IGM-628” la cual detalla una correcta lavada del compresor de aire con el uso de herramientas especiales establecidas por el fabricante de la aeronave.

1.2 Planteamiento del problema

El Grupo de Aviación del Ejército No. 44 "PASTAZA" tiene como misión la operatividad de las aeronaves perteneciente a la misma, basándose en el mantenimiento de

aeronaves de ala fija como es el Avión Cessna Citation II CE-550 encontrándose en la necesidad de ejecutar la inspección Fase 4 del motor JT15D-4 de acuerdo a la tarea de mantenimiento 71-01-00, la que indica una limpieza de los compresores de aire con el uso de herramientas especiales.

Anteriormente en el Grupo de Aviación del Ejército No. 44 "PASTAZA" la Sección Citation para cumplir con esta inspección se veía obligado a ejecutar dicha tarea de manera inapropiada e insegura, debido a que los componentes para el lavado de compresores se encontraban en estado defectuoso, en casos ocasionando fugas de la mezcla agua destilada-alcohol metílico utilizada para este trabajo, siendo una pérdida de tiempo y dinero, produciendo peligro al personal técnico.

Con la ejecución de este proyecto se quiere resolver el problema rehabilitando este equipo de lavado de compresores para los motores JT15D-4 que posee el avión Cessna Citation II CE-550, IGM-628 para cumplir con la inspección y las tareas de mantenimiento requeridas de una manera eficiente y en el tiempo establecido a realizar en su base aérea.

1.3 Justificación e importancia

El presente proyecto tiene como finalidad la elaboración de la inspección Fase 4 del motor Pratt & Whitney JT15D-4 de acuerdo a la tarea de mantenimiento 71-01-00 aplicable al avión Cessna Citation II CE-550 IGM-628, la cual detalla el lavado de compresor de aire con el uso de herramientas especiales. Al realizar este trabajo los técnicos de la aeronave IGM-628 podrán ejecutar la inspección requerida por el fabricante

de forma segura, en el menor tiempo posible y reducir costos de mantenimiento, minimizando la corrosión dentro de la zona del compresor.

El beneficio que se quiere lograr con este proyecto es ejecutar la tarea de mantenimiento de forma segura y práctica, evitando pérdida de tiempo, dinero y posibles incidentes o accidentes que puedan suceder al utilizar la herramienta especial para el lavado del compresor, esto aumenta la importancia de la elaboración de este proyecto que contribuye a la Aviación del Ejército en general.

Este proyecto será muy conveniente y factible para su elaboración debido a que se cuenta con asesoría de técnicos que trabajan en esta aeronave con grandes conocimientos y experiencia que les otorgan dirigir y asesorar en la elaboración de este proyecto, mientras tanto la mano de obra se la realizará con personal técnico y calificado en instalaciones apropiadas y certificadas que cuenten con la infraestructura necesaria para rehabilitar este equipo especial.

1.4 Objetivos

1.4.1 Objetivo General

Ejecutar la inspección Fase 4 del motor Pratt & Whitney JT15D-4 de acuerdo a la tarea de mantenimiento 71-01-00, mediante la rehabilitación de la herramienta especial para minimizar la corrosión causada por operación en aéreas de agua salina.

1.4.2 Objetivos Específicos

- Recopilar información técnica de las especificaciones y el funcionamiento del motor Pratt & Whitney JT15D-4 del avión Cessna Citation II CE-550 IGM-628.
- Analizar los procedimientos de funcionamiento y forma de ejecución de la herramienta o de lavado de los compresores del motor Pratt & Whitney JT15D-4.
- Realizar pruebas de funcionamiento de la herramienta habilitada con las especificaciones estipuladas por el fabricante.

1.5 Alcance

Este proyecto está enfocado en la elaboración de la inspección Fase 4 del motor Pratt & Whitney JT15D-4 de acuerdo a la tarea de mantenimiento 71-01-00 aplicable al avión Cessna Citation II CE-550 IGM-628, mediante procedimientos técnicos y uso de herramientas especiales detallados en el manual de la aeronave para facilitarle el trabajo al personal de técnicos y evitar posibles riesgos innecesarios que puedan tener los técnicos al utilizar dicha herramienta especial en las inspecciones de este tipo.

CAPÍTULO II

MARCO TEÓRICO

2.1 Historia de la aeronave

Su primer vuelo fue el 31 de enero de 1977, y obtuvo la certificación para ser operado con dos pilotos en marzo de 1978. Se produjeron un total de 603 jets antes de que la Citación II fuera suspendida y reemplazada por el modelo Bravo. Cuando el Citation II debutó en el mercado de los jets ligeros, fue único en su clase. Vendió 1.000 jets en sus primeros cuatro años en el mercado y se fabricó durante dieciséis años, lo que hace que el jet privado más vendido de Cessna hasta la fecha. (JETADVISORS, 2018)

El Citation II desafió todas las tendencias con sus sistemas simples y técnicas de fabricación, reduciendo drásticamente los costos operativos y de compra. Su enfoque en la simplicidad y la economía fue tan efectivo en el aire, y popular entre los pilotos y propietarios de aviones que invirtió completamente las tendencias de diseño de aviones en toda la industria de aviones privados.

El Citation II tiene muy buenas características de manejo, debido en gran parte a la decisión de sus ingenieros de usar el diseño de ala recta. Esto no solo hace que el chorro sea menos susceptible a las tiradas holandesas causadas por fuertes ráfagas, sino que también aumenta la relación de elevación por incremento del ángulo de ataque, lo que permite despegues y aterrizajes sin esfuerzo. (JETADVISORS, 2018)



Figura 1. Aeronave Cessna II CE-550 IGM-628

Fuente: (Sandro Rota, 2011)

2.2 Generalidades Cessna Citation II CE-550

El Citation II, específicamente el Modelo 550, es un sucesor directo del Citation I. El Citation II tiene una capacidad máxima de 10 pasajeros, con la mayoría de las configuraciones con 8 asientos. Los motores del Citation II se actualizaron del Citation I con la inclusión de motores más potentes JT15D-4. La capacidad de combustible también se incrementó a aproximadamente 5000 libras, lo que produjo mayor empuje y mayor alcance. Sube rápidamente a un poco más de 3,000 pies por minuto y tiene un techo de servicio máximo de 43,000 pies.

La cabina cuenta con una visibilidad de 340 grados y controles simples para sistemas vitales como el combustible y el deshielo. El Citation II puede configurarse para ser volado por un solo piloto, reduciendo los costos de viaje / operación y permitiendo una mayor flexibilidad en la planificación del vuelo. (Liberty Jet Management, 2017)

2.2.1 Especificaciones Técnicas

Tabla 1

Especificaciones Técnicas

Zona externa	
Altura exterior	15 pies
Envergadura	52 pies 3 pulgadas
Longitud	47 pies 3 pulgadas
Equipaje externo	41 pies cúbicos
Zona Interna	
Altura de la cabina	4 pies 7 pulg.
Ancho de cabina	4 pies 8 pulg.
Longitud de la cabina	15 pies 9 pulg.
Volumen de la cabina	292 pies cúbicos
Altura de la puerta	4 pies 3 pulg.
Ancho de la puerta	2 pies
Equipaje interno	36 pies cúbicos
Ocupación	
Personal	2
Los pasajeros	7
Pesos de funcionamiento	
Peso máximo de T / O	15100 lb
Peso máximo de aterrizaje	13500 lb
Peso operativo	8650 lb
Peso vacío	8060 lb
Capacidad de combustible	Lb 730 gal

CONTINUA



Carga útil con combustible lleno	680 lb
Máximo de carga útil	2350 lb

Fuente: (JETADVISORS, 2018)

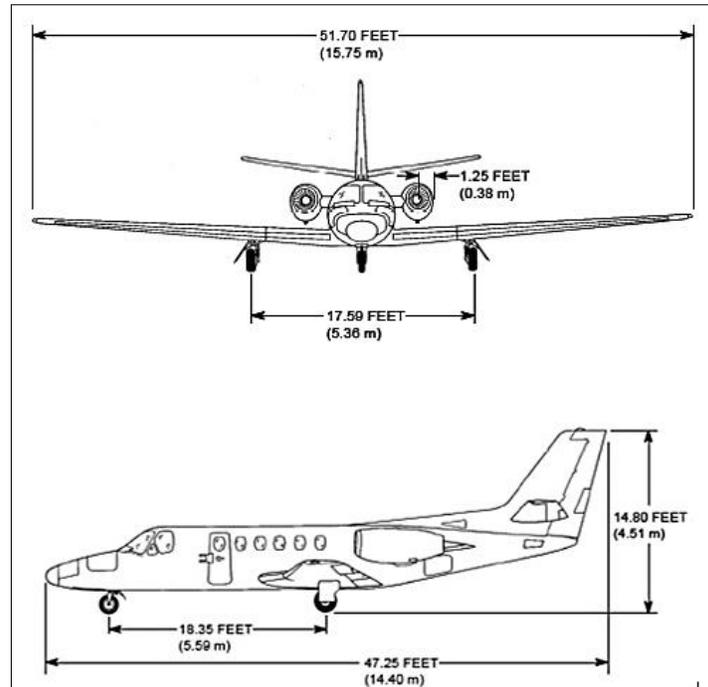


Figura 2. Dimensiones Cessna Citation II

Fuente: (CESSNA COMPANY, 2002)

2.3 Historia motor Pratt and Whitney JT15D-4

El JT15D de Pratt & Whitney Canadá es un motor pequeño turbofan fabricado por Pratt & Whitney Canada y se lanzó por primera vez en 1966. Se introdujo en 1971 con un empuje de 2,200 lbf (9,800 N), y desde entonces ha experimentado una serie de mejoras a poco más de 3,000 lbf. (13 kN) empuje en las últimas versiones. Es el motor principal para una amplia variedad de aviones de reacción más pequeños, en particular

aviones de negocios. Se han entregado más de 6,000 JT15D desde la década de 1970, con más de 30 millones de horas de operación. (Joomia, 2019)

El JT15D es raro entre los turbofanes modernos, ya que utiliza un compresor centrífugo como su principal sistema de alta presión. Esta era una característica común de los primeros motores a reacción, pero fue reemplazada rápidamente por compresores axiales en la mayoría de los papeles debido a su gran tamaño frontal.

En el rol del turbofán, la mayor parte del empuje de los gases es generado por el aire frío que pasa por el motor, y la parte interna del "ducto" es bastante pequeña. En esta función, la alta compresión de una sola etapa del diseño centrífugo tiene ventajas, y la razón principal por la que la mayoría de los turbofanes pequeños no los usan es que a menudo son desarrollos de diseños anteriores de turborreactores. (Joomia, 2019)



Figura 3. Motor JT15D-4
Fuente: (Sandro Rota, 2011)

2.3.1 Especificaciones técnicas Pratt and Whitney JT15D-4

En el JT15D, el ventilador sopla aproximadamente el 70% del aire en el conducto de derivación, produciendo la mayor parte del empuje general. En los modelos JT15D-4 y superiores, hay una pequeña plataforma axial de "refuerzo" justo detrás del ventilador que funciona a la misma velocidad que el ventilador y dirige el 30% restante del flujo de aire hacia el núcleo del motor. Este aire se comprime aún más por la etapa centrífuga y se quema en un combustor anular de flujo inverso. Los gases calientes fluyen a través de una turbina de "alta presión" que impulsa la etapa centrífuga, y luego otras dos turbinas impulsan el ventilador y el propulsor.

El primer modelo, el JT15D-1, se introdujo para alimentar la Cessna Citation I, luego conocida como Fanjet 500. Las entregas comenzaron en 1972 y, finalmente, se entregaron 1,417 -1s. El JT15D-4 se introdujo el próximo año, mejorando el empuje a 2,500 lbf (11,000 N). El -4 fue el motor principal del Cessna Citation II, y continuó su uso en el Mitsubishi Diamond 1A, Aerospatiale Corvette y SIAI Marchetti S.211. Finalmente se entregaron 2,195 motores de la serie -4.

Tabla 2

Descripción Física

Descripción física	
Tipo	Turbofan
Empuje	9,800 N (2,200 lb)
Compresor	Fan de una etapa con etapa de refuerzo del núcleo, centrífuga de alta presión de una etapa

CONTINUA



Combustor	Flujo inverso anular
Turbina	Axial de alta presión de una etapa, axial de baja presión de 2 etapas
Peso	233 kg (514 lb)

Fuente: (CESSNA COMPANY, 2002)

2.4 Características de diseño motor JT15D-4

- **Admisión:** Entrada anular directa de acero inoxidable de una pieza sin aspas guía de entrada.
- **Bulletedome spinner:** Compresor caliente de purga de aire para evitar la formación de hielo.
- **Fan:** El JT15D-1 tiene un fan de soporte mediano de una etapa que consta de 28 cuchillas de titanio que se unen a un disco de titanio forjado. La relación de bypass es de 2.0: 1 a 3.3: 1. El JT15D-4 tiene una etapa de refuerzo adicional detrás del ventilador para aumentar el flujo de aire a través del núcleo. El JT15D-5 emplea un fan sin protección con una relación de bypass de aproximadamente 2.8: 1. El JT15D-5A tiene una raíz y controla el compresor centrífugo de HP. La turbina LP, que impulsa el ventilador (y la etapa de refuerzo en el JT15D-4), es una unidad axial de dos etapas con ventilador mejorado de aleación de níquel con una caja de acero inoxidable. El flujo de aire en masa es de 69.4-83.3 lb / s (31.47-37.78 kg / s). (Pratt & Whitney Canada JT15D, 2012)
- **Compresor:** Compresor de flujo radial de titanio de una etapa con 16 paletas completas y 16 paletas de separación. La relación de presión general es 7.4: 1 a

12.6: 1, y el flujo del núcleo es de 17.5 lb / s (7.93 kg / s). JT15D-4/5 tiene refuerzos axiales.

- **Combustor:** Sistema de combustión de flujo inverso totalmente anular con carcasa exterior de acero resistente al calor y tubos de llama de aleación de níquel.
- **Turbina:** La turbina HP de una etapa tiene 71 cuchillas enrolladas solidificadas en dirección mantenidas en su lugar por discos de abeto. La Etapa 1 es una rueda integral con 6 cuchillas, mientras que la Etapa 2 tiene 55 cuchillas con raíces de abeto. (Pratt & Whitney Canada JT15D, 2012)

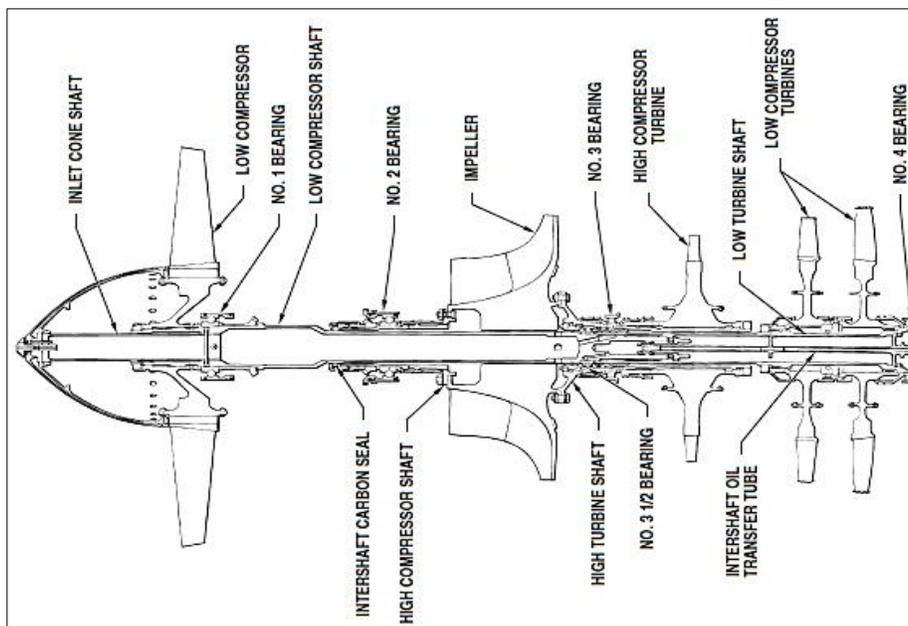


Figura 4. Elementos internos motor JT15D-4
Fuente: (CESSNA COMPANY, 2002)

2.5 Componentes del motor JT15D-4

a. Góndolas o cubiertas del motor

La cubierta cubre a todo el motor y, cuando está instalado, forma una góndola cerrada para proteger el exterior del motor y los accesorios del motor. La góndola también proporciona un flujo de aire suave y sin restricciones alrededor del motor durante el vuelo.

La góndola consiste en un conjunto de carenado delantero, carenado posterior, puerta de carenado superior y puerta de carenado inferior. Toda la cubierta se acopla al motor, independientemente de los soportes del motor para reducir la transferencia de ruido a la cabina. Se puede producir un ruido sordo cuando un conjunto de cubierta entra en contacto con un componente del motor. (CESSNA COMPANY, 2002)

b. Descripción góndolas o cubiertas del motor

- **Carenado delantero:** El conjunto del carenado delantero incorpora un conjunto de entrada de aire, componentes antihielos, un colector / conducto de entrada de aire de enfriamiento del generador de arranque y componentes de preenfriamiento de aire de purga. En los aviones de otra serie, el transmisor de presión de aceite está montado en el mamparo de la cubierta delantera. La cubierta delantera está montada en la brida de entrada del motor y proporciona la fijación de las puertas superior e inferior de la cubierta.

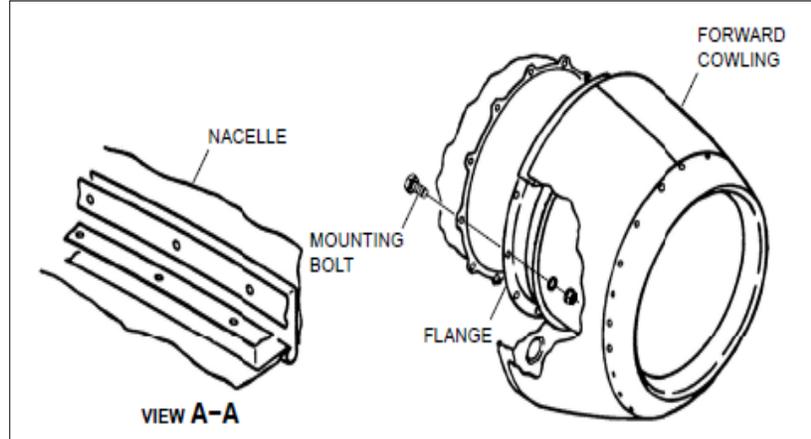


Figura 5. Carenado delantero
Fuente: (CESSNA COMPANY, 2002)

- **Cubierta posterior:** La cubierta posterior proporciona un carenado alrededor del ducto de derivación posterior del motor. La cubierta está montada en la brida posterior del motor con los soportes y en los soportes del conducto de derivación exterior. La góndola proporciona el acoplamiento de las puertas superiores e inferiores de la cubierta.

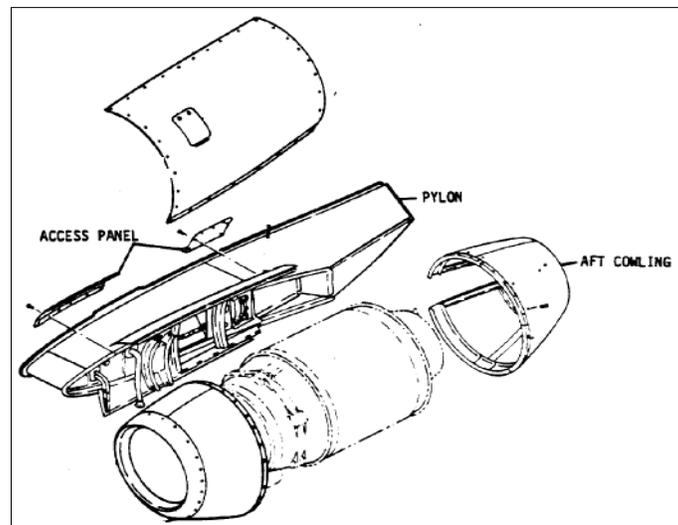


Figura 6. Cubierta posterior
Fuente: (CESSNA COMPANY, 2002)

- **Carenado superior:** La puerta del carenado superior cubre la parte superior del motor, proporcionando una superficie sin obstrucciones desde el carenado delantero hasta el carenado posterior. La puerta de la cubierta superior se acopla al carenado delantero, trasero e inferior con sujetadores de liberación rápida (phillips) y a los soportes ubicados en la brida del motor "B".

Contiene una puerta de acceso de servicio de aceite en la puerta de la cubierta superior para dar servicio al sistema de aceite del motor. La puerta de acceso está articulada y asegurada con dos pestillos de liberación rápida.

- **Carenado inferior:** La puerta del carenado inferior cubre la parte inferior del motor, proporcionando una superficie sin obstrucciones desde el carenado delantero hasta el carenado posterior. La puerta del carenado inferior se conecta al carenado delantero, trasero y superior con sujetadores de liberación rápida (phillips) y a los soportes ubicados en la brida del motor "B".

Las líneas de drenaje sobresalen a través de la puerta inferior del capó para la ventilación, el sensor del motor T2, el respiradero y los sistemas de drenaje. Un carenado cubre el área lateral para un drenaje más efectivo y para aliviar las manchas de drenaje de aceite.

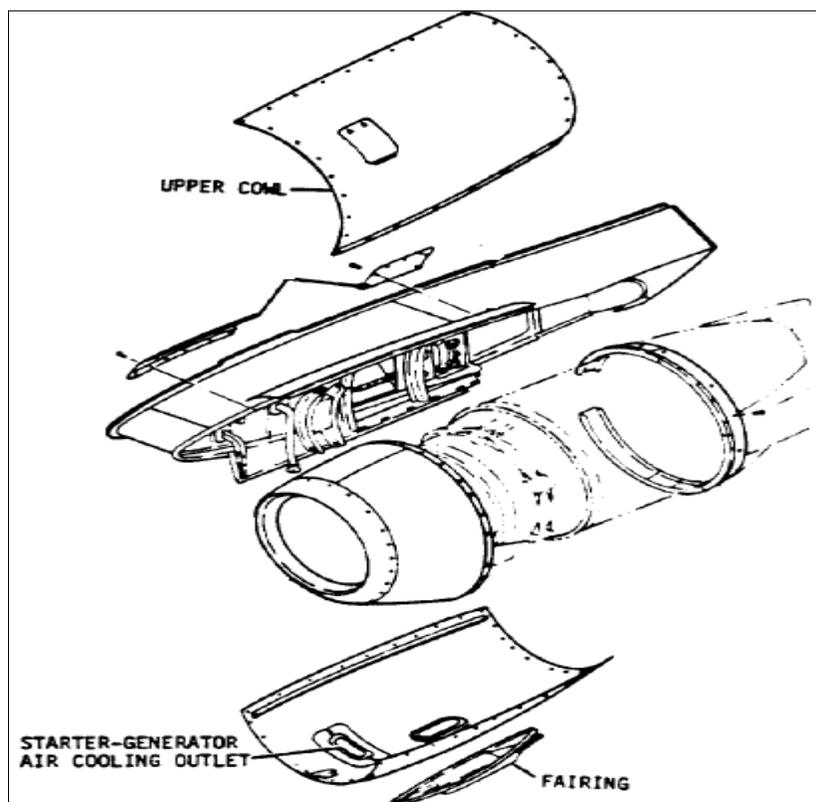


Figura 7. Carenado superior e inferior
Fuente: (CESSNA COMPANY, 2002)

2.5.1 Unidad de control de combustible del motor

El sistema de combustible básico consiste en una bomba montada en un conjunto de accesorios impulsada por el motor, una unidad de control de combustible (FCU) con una manguera flexible que conduce a una unidad de sensor de temperatura, una válvula divisora de flujo (FDV) y un colector de combustible doble con 12 boquillas de doble orificio. (CESSNA COMPANY, 2002)

Se puede instalar un medidor de flujo suministrado por el fuselaje en la línea de alta presión (flujo medido) entre la FCU y las válvulas divisoras de flujo y se puede instalar una válvula de flujo motriz, como opción. Un orificio de drenaje en el soporte del estator

de la turbina de baja y dos protuberancias de salida en la caja del generador de gas conectadas a la válvula de drenaje única en el conducto de derivación, aseguran el drenaje del combustible residual después del apagado del motor o un arranque húmedo abortado.

La instalación del varillaje de control del motor en los motores de la serie JT15D consiste en una sola barra de interconexión ubicada entre la palanca de potencia de la unidad de control de combustible (FCU) y la palanca de cierre en la válvula divisora de flujo. La palanca de potencia del piloto en el pedestal de control de la cabina imparte acción de empujar / jalar a la barra de interconexión FCU / FDV, a través del enlace de control de la aeronave. Esto proporciona un rango de operación del motor desde el corte hasta la potencia máxima. (CESSNA COMPANY, 2002)

2.5.2 Sistema de ignición

El sistema de encendido por chispa se ha desarrollado para proporcionar al motor un sistema de encendido capaz de realizar encendidos rápidos en un amplio rango de temperaturas. El sistema comprende una unidad de excitación en motores de versiones diferentes y en los motores JT15D-4 y todos los motores JT15D-4B, el sistema comprenden dos unidades de excitación. En ambos sistemas, se utilizan dos conjuntos de cables de alta tensión individuales y dos encendedores de chispa. El sistema se

energiza a partir del suministro normal de 28 voltios DC del avión y funcionará en el rango de 9 a 30 voltios.

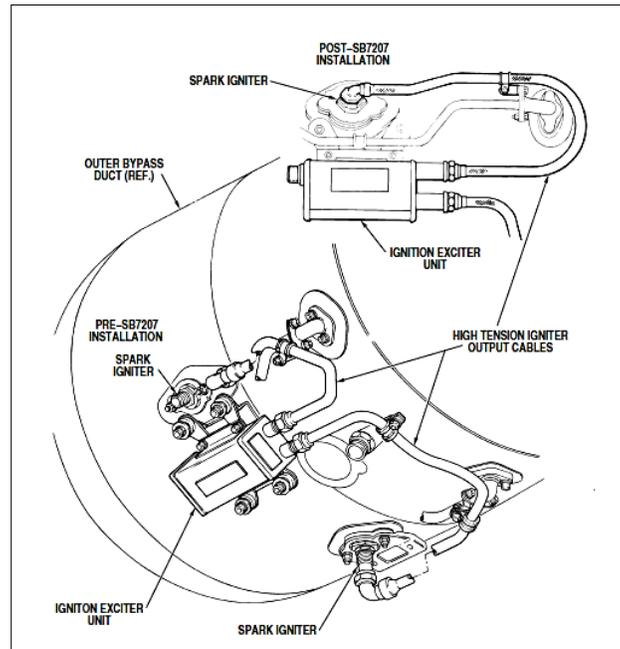


Figura 8. Sistema con una caja excitadora
Fuente: (CESSNA COMPANY, 2002)

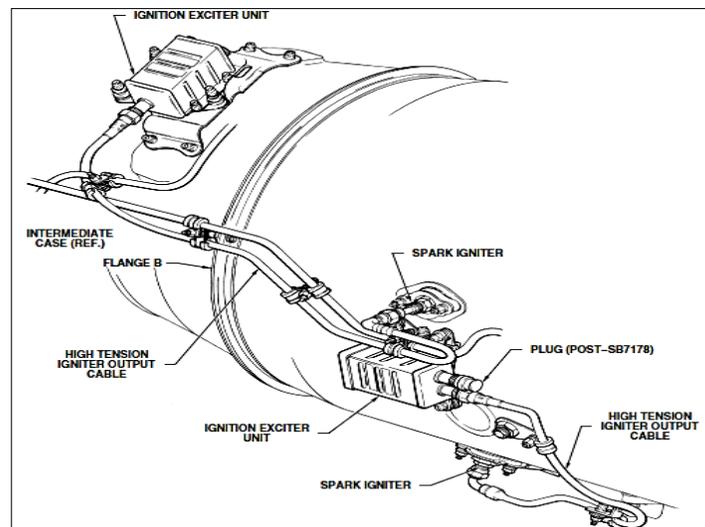


Figura 9. Sistema doble caja excitadora
Fuente: (CESSNA COMPANY, 2002)

2.5.3 Sistema de indicación del motor

El sistema de detección de temperatura inter turbina (T5) proporciona al piloto una indicación de la temperatura de operación del motor. El sistema de detección de temperatura consta de sistemas integrados de T1 y T6 a partir de los cuales se calcula una lectura simulada de la temperatura inter terminal (T5). El sistema de medición de la temperatura inter turbina está conectado en paralelo con una resistencia variable montada externamente en la superficie inferior del conducto de derivación. (Pratt & Whitney Canada, 2016)

a. Sistema T6 de indicación

El sistema T6 consta de un arnés de cableado aislado y seis sondas de termopar individuales conectadas en paralelo para proporcionar una lectura de temperatura promedio. Los cables de derivación del arnés conectan cada sonda a una salida de dos cables que proporciona conexión al arnés T1 y, para facilitar la identificación, los cables están codificados por color con rojo para alumel y amarillo para cromel. Cuando se instalan en el motor, las sondas están ubicadas en los bordes delanteros de los puntales de la boquilla de la caja de escape y el arnés de cableado se coloca alrededor de la brida delantera de la caja de escape. (CESSNA COMPANY, 2002)

b. Sistema T1 de indicación

El sistema T1 consiste en un arnés de cableado trenzado que incorpora dos sondas de temperatura, cada una con tres termopares. Cuando se instala en el motor, una sonda

sobresale en la corriente de aire de entrada a través de la caja del compresor de baja presión y la otra sobresale en el flujo de aire de derivación a través de la parte posterior del conducto de derivación. Los seis termopares están conectados en serie a través del arnés para proporcionar una lectura equivalente a tres veces el aumento de temperatura a través de la corriente de aire de derivación.

Una resistencia variable, conectada al arnés de cableado a través de un enchufe integral en el conjunto de la sonda del conducto de derivación, se ajusta durante las pruebas de aceptación finales del motor para estandarizar el rango de lectura T5.

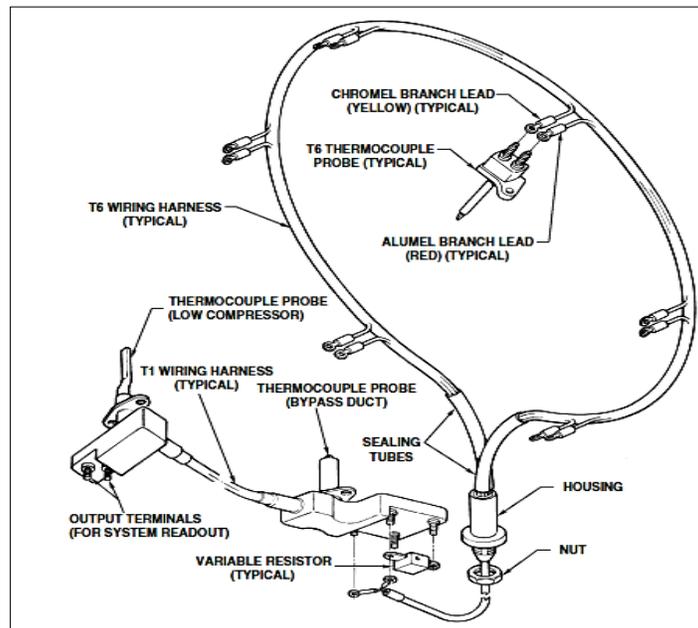


Figura 10. Sistema indicación termopar
Fuente: (Pratt & Whitney Canada JT15D, 2012)

2.5.4 Sistema de lubricación

El sistema de lubricación está diseñado para suministrar aceite lubricante limpio, a presión constante, a los cojinetes del motor y a todos los engranajes y cojinetes de los

accesorios. El flujo de aceite lubrica y enfría los cojinetes y transporta materias extrañas al filtro de aceite donde se retiene.

Las boquillas de aceite calibradas en los cojinetes del motor principal aseguran que se mantenga un flujo de aceite óptimo en todas las condiciones de operación. El sistema consiste básicamente en un sistema de presión, un sistema de eliminación y un sistema de ventilación. (Pratt & Whitney Canada, 2016)

a. Sistema de presión de aceite

El aceite extraído del tanque por el elemento de la bomba de aceite a presión se canaliza a través de una válvula de retención hacia la entrada de la válvula de alivio de presión del conjunto del filtro de aceite. Luego, el aceite pasa a través del enfriador de aceite, que se monta en la caja del filtro de aceite y el elemento del filtro, que, en caso de obstrucción, se salta mediante una válvula. La presión de aceite en exceso de 73 ± 6 psi en la salida del filtro de aceite abre la válvula de alivio de presión y parte del aceite se pasa por alto y se canaliza externamente a través de una segunda válvula de retención a la entrada de presión de la bomba de aceite. (Pratt & Whitney Canada, 2016)

Un tubo de transferencia externo envía el aceite a una protuberancia ubicada en la posición de las 5 en punto en la parte trasera del motor, y un tubo de transferencia interno lleva el aceite a la caja del rodamiento No. 4. En el alojamiento del cojinete No. 4, parte del aceite pasa a través de dos boquillas de lubricación calibradas que rocían la jaula y los rodillos del cojinete No. 4. Luego, la presión del aceite se dirige a través de un puerto central en la cubierta del alojamiento del cojinete directamente al tubo de transferencia

de aceite del eje intermedio. Un sello de carbono en la cubierta evita la fuga de aceite entre el tubo de transferencia y la cubierta. Desde el tubo de transferencia, el aceite se centrifuga a través de dos perforaciones en el eje de la turbina de baja presión a dos ranuras circunferenciales en la superficie interna de la pista interior del rodamiento N° 3½.

Doce orificios radiales equidistados a través de la pista interna (en dos filas de seis) y ocho ranuras axiales (cuatro en cada ranura) que canalizan el aceite desde las ranuras a través de ocho orificios radiales adicionales en la pista interna, aseguran una lubricación completa de las superficies del rodamiento. Rodillos y jaula. (Pratt & Whitney Canada, 2016)

Un segundo tubo de transferencia externo dirige el aceite hacia una protuberancia en la posición de las 4 en punto en la carcasa intermedia, para proporcionar lubricación a los cojinetes Nos. 1, 2 y 3, y los engranajes cónicos y rectos ubicados en la carcasa intermedia. Un tubo de transferencia interno ubicado entre la caja del filtro de aceite y la caja de engranajes de accesorios dirige el aceite de presión a la caja de engranajes para la lubricación de los cojinetes de la caja de engranajes.

b. Sistema de recuperación de aceite

La función del sistema de recuperación de aceite es devolver el aceite usado al tanque. Esto se logra al permitir que el aceite de los cojinetes números 1, 2, 3 y 3½ se drene en la caja de engranajes de accesorios, ayudado por el flujo de aire de los sellos laberínticos del compartimiento de los cojinetes. El aceite de barrido del rodamiento No.

4 es bombeado por un elemento de bomba separado en el conjunto de la bomba de aceite.

El aceite limpio devuelto a la caja de accesorios se acumula en un sumidero en la parte inferior de la carcasa. El aceite del sumidero es bombeado hacia afuera por un elemento de bomba de barrido separado y más grande. Este elemento de la bomba devuelve el aceite de barrido de la caja de engranajes al tanque de aceite. El aceite de barrido se devuelve al tanque de aceite a través de un tubo de transferencia externo en el lado izquierdo del motor que se conecta a un saliente en la posición de las 12 en punto en la carcasa intermedia; De esta saliente, el aceite fluye directamente al tanque. (Pratt & Whitney Canada, 2016)

c. Sistema de ventilación

El aire ventilado que sale de los compartimientos del cojinete del motor y de la caja de engranajes de accesorios se ventila por la borda a través de un respirador centrífugo de tipo impulsor instalado en la caja de engranajes de accesorios. Los compartimientos de los cojinetes están conectados a la caja de engranajes de accesorios mediante pasajes con núcleo y líneas de retorno de aceite de barrido existentes.

El compartimiento de los rodamientos comunes, los cojinetes de la carcasa n. ° 1 y n. ° 2, se ventila a través de un puntal hueco en la caja de accesorios. El área de los cojinetes No. 3 y el compartimiento de los rodamientos No. 3½ se ventilan a la caja de engranajes accesoria a través del drenaje del aceite de barrido del alojamiento de los cojinetes No. 3 y el compartimiento de los rodamientos No. 4 se ventila al tanque de aceite

a través del aceite de barrido del rodamiento No. 4 tubo. El tanque de aceite se ventila hacia la carcasa intermedia. (Pratt & Whitney Canada, 2016)

2.5.5 Sistema de aire del motor

El aire de descarga del compresor de alta presión se purga para proporcionar aire de presurización para los sellos de aceite del compartimiento de los rodamientos; Aire de refrigeración para los discos de la turbina y las paletas del estator de la turbina de alta presión y aire caliente para la protección anti hielo del cono de entrada, el anillo interior del estator del compresor de baja presión y la sonda termopar T1. Además, el aire de purga del compresor de alta presión (PC) se proporciona para la operación del sistema de combustible y para los servicios de la aeronave. (Pratt & Whitney Canada, 2016)

a. Presurización del conjunto de los cojinetes

El aceite está contenido dentro de los compartimientos de los rodamientos al purgar la presión del aire a través de los sellos de laberinto hacia cada rodamiento. Los sellos de laberinto utilizados en el motor constan de dos partes separadas: un laberinto y un corredor. Cualquiera de las partes puede girar alrededor o dentro de la otra, mientras que en el caso del cojinete No. 3½, ambas partes giran. Los corredores tienen superficies circulares lisas, mientras que los laberintos correspondientes tienen series de ranuras anulares mecanizadas en sus superficies internas o externas según el tipo. Cada par emparejado forma un sello de aire y controla el gradiente de presión requerido. (Pratt & Whitney Canada, 2016)

El rodamiento No.1 tiene un sistema de sellado de laberinto giratorio delantero que asegura que el aire siempre fluirá hacia el rodamiento. El sello del rodamiento No. 2 consiste en un corredor estacionario y un laberinto giratorio ubicado en la parte trasera del rodamiento. El cojinete No. 3 tiene correderas estacionarias y laberintos giratorios ubicados en la parte delantera y trasera del cojinete. El sello del rodamiento No. 3½ consiste en laberintos y corredores giratorios en la parte delantera y trasera del rodamiento.

El cojinete No. 4 tiene un laberinto giratorio y un corredor estacionario en la parte delantera del cojinete. El aire que entra en los compartimientos de los cojinetes también se utiliza para ayudar al flujo de barrido de aceite a la caja de engranajes de accesorios desde donde se ventila a la atmósfera a través del respiradero centrífugo. La cavidad formada dentro de la caja intermedia está sellada por los sellos de laberinto en la parte delantera del cojinete No. 1 y la parte trasera del cojinete No. 2; por lo tanto, no se requieren sellos en la parte trasera del cojinete No. 1 y en la parte delantera del cojinete No. 2. (Pratt & Whitney Canada, 2016)

b. Disco de turbina y estator de turbina HP - Aire de refrigeración

Los discos de la turbina se enfrían conduciendo aire de descarga del compresor sobre las caras del disco. El flujo de aire a la turbina del compresor de alta se controla a través de sellos de una etapa sobre las ruedas de la balanza. El flujo de aire a la turbina de la segunda etapa y la cara delantera de la turbina de la tercera etapa se controla mediante sellos de varias etapas apiladas, mientras que el flujo a la cara posterior del disco de la

turbina de la tercera etapa se controla mediante el sello de laberinto del rodamiento No. 4. (Pratt & Whitney Canada, 2016)

El aire de refrigeración del disco de la turbina se disipa en la corriente de gas principal. El aire de descarga del compresor, que pasa a través de los orificios en el conjunto del conducto de salida pequeño, ingresa en el forro de la paleta del estator de la turbina de alta presión a través del anillo exterior de la paleta del estator para enfriar las paletas. Las ranuras de ventilación en el borde posterior de cada paleta disipan el aire en la corriente de gas.

2.6 Inspección

La inspección es el proceso de examinar, verificar y probar sistemáticamente los miembros estructurales, componentes y sistemas de la aeronave, para detectar condiciones reales o potencialmente inservibles. Una inspección se puede realizar de manera directa con la ayuda del ojo humano y de manera indirecta mediante el uso de equipos más tecnológicos como boroscopios. (ECNDT, 2015)

2.6.1 Tipos de inspecciones

a. Inspecciones Programadas

Son en función de la utilización de la aeronave, debiendo complementarse de acuerdo al Programa de Mantenimiento. Y se puede clasificar en inspecciones de rutina, los cuales son: servicio de línea, inspecciones menores e inspecciones mayores, y las inspecciones

de no rutina ante eventos especiales que son: aterrizaje brusco, avión alcanzado por rayo o ingestión de objetos extraños. (ECNDT, 2015)

b. Inspecciones de Rutina

- **Servicio de Línea:** comprende las Inspecciones Pre-vuelo, en Tránsito y Diaria, que se efectúan en los hangares de operación antes del vuelo, durante el tránsito por una escala, o antes del vuelo de retorno a la base cabecera. Luego de efectuar estas inspecciones, si no hay novedades de importancia, el avión queda en servicio.
- **Inspecciones Menores:** comprende los Chequeos A y B, a intervalos de tiempo crecientes. Los chequeos B son tareas de mantenimiento más complejas que los Chequeos A, y requieren instalaciones adecuadas y personal capacitado para realizarlas.
- **Inspección Mayor:** comprende los chequeos C y D. Son tareas de mantenimiento que requieren una inspección más profunda de la aeronave, y se corresponde con los períodos máximos de utilización autorizados para dar cumplimiento al Ciclo Completo de Inspecciones.

c. Inspecciones de no rutina

Se realizan como consecuencia de hechos o eventos detectados por la tripulación, que son asentados en el registro técnico de vuelo (RTV), como ser: aterrizaje brusco, vuelo en turbulencia severa, avión alcanzado por rayo, vuelo en área de cenizas volcánicas, ingestión de objetos extraños, etc. En estos casos, antes del próximo vuelo se deben

realizar ciertas verificaciones de cumplimiento obligatorio, publicadas como procedimientos técnicos por ingeniería de mantenimiento.

La verificación se divide en dos o tres fases. Primero se efectúan verificaciones externas, por ejemplo, en caso de aterrizaje brusco: paneles de carenado ala-fuselaje por ondulaciones pronunciadas, por remaches flojos o faltantes, rajaduras en el recubrimiento, flojedad de fijación; inspecciones similares se hacen en el alojamiento de los trenes de aterrizaje y en su varillaje de accionamiento, también hay que determinar si hay pérdida de fluido.

Luego de efectuar estas inspecciones, si no hay novedades, el avión queda en servicio. En caso contrario se continúa con la segunda fase de inspecciones, siguiendo el mismo ejemplo: verificación de partes internas, desmontaje de conjuntos, verificación de cojinetes, inspección de amortiguadores, trenes de aterrizaje, mecanismos de accionamiento de flaps; complementando con pruebas funcionales y operacionales.

d. Inspecciones por fallas

Todas las novedades que fueron detectadas durante las inspecciones anteriores, o reportadas por la tripulación, que como no han sido previstas de antemano deben ser resueltas lo antes posible. El objetivo de un Programa de Mantenimiento es prevenir y solucionar fallas, entendiendo por falla cualquier condición “no satisfactoria”. Las fallas pueden ser: Potenciales, Funcionales, Detectables o No Detectables, siendo estas últimas las más peligrosas. (ECNDT, 2015)

Los períodos de inspección se establecen en función de la acumulación de horas de vuelo (o tiempo calendario), son de magnitud y carga de trabajo crecientes con el uso, de tipo cíclico, implican períodos seguros en la detección incipiente de la aparición de defectos, permitiendo su corrección oportuna antes de que se produzca la falla. Al hacer una inspección de x horas de un ítem (por ejemplo, 100 horas), estamos “viendo” la historia de sus últimas 100 horas de funcionamiento; si está bien (OK), podemos inferir razonablemente que podrá seguir otras 100 horas en servicio pues la naturaleza del ítem bajo inspección es tal que no es probable que ocurra una condición abrupta de “catástrofe” durante ese lapso. Los programas de mantenimiento planificados deben ser seguros y eficientes (económicos), y deben contribuir a mejorar la confiabilidad operacional de la aeronave. (ECNDT, 2015)

2.7 Métodos de inspección

a. Líquidos penetrantes

La prueba de líquidos penetrantes es uno de los más antiguos y modernos métodos de prueba no destructiva y se usa ampliamente en el mantenimiento de aeronaves. La prueba de penetración de líquidos puede definirse como un procedimiento físico y químico no destructivo diseñado para detectar y exponer discontinuidades conectadas a la superficie en materiales de ingeniería "no porosos". El propósito fundamental de las pruebas de penetrante es aumentar el contraste visible entre una discontinuidad y su fondo. (ECNDT, 2015)

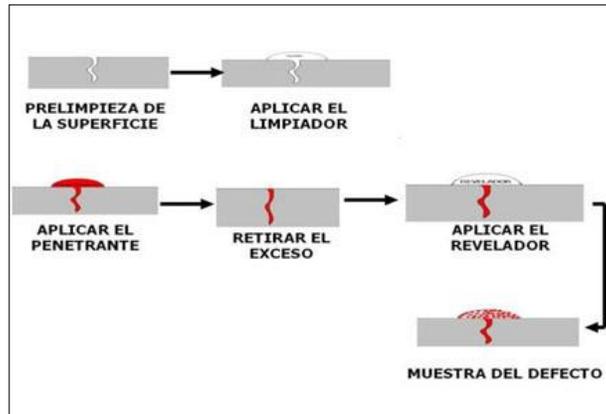


Figura 11. Inspección por líquidos penetrantes
Fuente: (ECNDT, 2015)

b. Partículas magnéticas

La prueba de partículas magnéticas es un método sensitivo de pruebas no destructivas para la ruptura de la superficie y alguna discontinuación debajo de la superficie en materiales 'ferro-magnéticos'. El método de prueba se basa en el principio de que el flujo magnético en un objeto magnetizado está distorsionado localmente por la presencia de discontinuidad. Esta distorsión hace que parte del campo magnético salga y vuelva a entrar en el objeto de prueba en la discontinuidad. Este fenómeno se llama fuga de flujo magnético. La fuga de flujo es capaz de atraer partículas finamente divididas de materiales magnéticos que a su vez forman una "indicación" de la discontinuidad. (ECNDT, 2015)



Figura 12. Inspección por partículas magnéticas
Fuente: <https://www.particulasmagneticas.shtml>

c. Corriente de Foucault

Las pruebas de corrientes de Foucault son pruebas importantes y métodos ampliamente utilizados en el amplio campo de la evaluación de materiales no destructivos. Este método es particularmente adecuado para la detección de grietas inducidas por el servicio generalmente causadas por fatiga o por corrosión por tensión. La inspección por corrientes de Foucault se puede realizar con un mínimo de preparación de piezas y un alto grado de sensibilidad. Las corrientes de Foucault son corrientes eléctricas inducidas en un conductor de electricidad por reacción con un campo magnético alterno. Las corrientes de Foucault son circulares y orientadas perpendiculares a la dirección del campo magnético aplicado. (ECNDT, 2015)

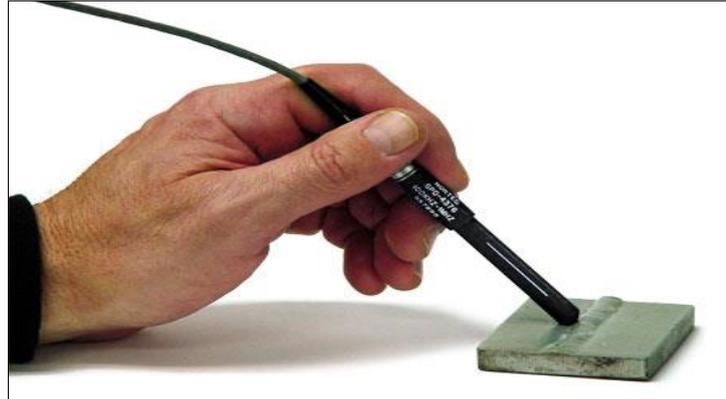


Figura 13. Inspección por corrientes Foucault
Fuente: (ECNDT, 2015)

d. Ultrasonido

El sonido con una frecuencia por encima del límite de audibilidad se llama "ultrasónico". Se extiende con una frecuencia de 0.2 MHz a 800 MHz. La inspección ultrasónica proporciona un método sensible de pruebas no destructivas en la mayoría de los materiales, metálicos, no metálicos, magnéticos o no magnéticos. Permite la detección de pequeños defectos con un solo acceso a la superficie y es capaz de estimar la ubicación y el tamaño del defecto Siempre que ambas superficies sean paralelas, los ultrasonidos se pueden usar para medir el espesor, donde solo se puede acceder a una superficie. (ECNDT, 2015)

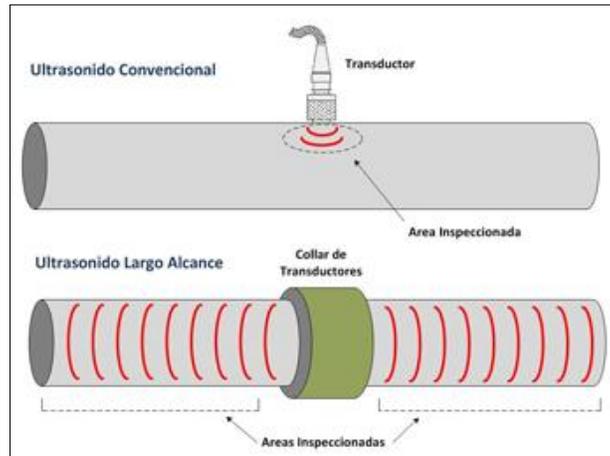


Figura 14. Inspección por ultrasonido
Fuente: (ECNDT, 2015)

e. Inspección visual

La inspección visual es probablemente la más utilizada de todas las pruebas no destructivas. Es simple, fácil de aplicar, rápido y generalmente de bajo costo. El principio básico utilizado en la inspección visual es iluminar la muestra de prueba con luz y examinar la muestra con el ojo. En muchos casos, las ayudas se utilizan para ayudar en el examen.

Este método se utiliza principalmente para magnificar defectos que no pueden ser detectados a simple vista, para ayudar en la inspección de defectos y para permitir verificaciones visuales de áreas a las que no se puede acceder. (ECNDT, 2015)



Figura 15. Inspección visual
Fuente: (AVIACOL, 2015)

2.8 Inspección visual directa e indirecta

a. Inspección visual directa

Una inspección directa, son pruebas, análisis y evaluaciones que se realiza a un componente, esta inspección puede ser realizada por una sola persona. La inspección visual directa puede llevarse a cabo con herramientas como los magnificadores ya que son de fácil uso y más cotidianos, la forma de inspección directa refiere al contacto directo del elemento o componente con el ojo humano para determinar los tres daños más comunes en la aeronave corrosión, rajaduras y delaminaciones. (Scholly, 2013)



Figura 16. Inspección visual de un motor
Fuente: (Aerodecals, 2015)

b. Inspección visual indirecta

La inspección visual indirecta es aquella que se lleva a cabo, por ejemplo, por medio de videoscopios o soluciones de inspección estacionarias. En industrias con altos requisitos de calidad, se utilizan soluciones de inspección que proporcionan imágenes de alta resolución. En la inspección visual indirecta, el área a inspeccionar es capturada por una cámara y se muestra en un monitor. La imagen de prueba puede ser sometida a otros pasos de trabajo. Por ejemplo, la imagen se puede ampliar, los detalles se pueden resaltar visualmente por razones de análisis o la imagen se puede guardar con fines de documentación. Al mostrar en una pantalla, varias personas pueden juzgar. (Scholly, 2013)

CAPÍTULO III

DESARROLLO DEL TEMA

3.1 Preliminares

En el presente capítulo se detallan los procedimientos que se realizaron para la inspección Fase 4 del motor Pratt & Whitney JT15D-4 de acuerdo a la tarea de mantenimiento de la aeronave 71-01-00, mediante la utilización de la herramienta especial para el lavado del compresor del avión Cessna Citation, con las medidas de precaución y seguridad necesarias para evitar daños. Se aplicó todo el conocimiento y entrenamiento adquiridos en la Unidad de Gestión de Tecnologías y con la tutoría del Tlgo. Esteban Pantoja encargado de este proyecto para el correcto desenvolvimiento en la tarea de mantenimiento. Este proyecto técnico de graduación se plasmó con la finalidad de rehabilitar el equipo de apoyo para lavado de compresores que se compone entre un reservorio y el aspersor de líquido a presión por medio de nitrógeno para realizar el lavado de la sección compresora y eliminar los fouling en las turbinas del motor JT15D-A de la aeronave Cessna perteneciente a la Aviación del Ejército del Ecuador, herramienta que ayudara al mantenimiento y conservación de los compresores y por ende al buen funcionamiento del motor.

3.2 Medidas de seguridad

- Utilizar EPP
- Señalética de precaución e identificación

- Uso de herramientas y equipos especiales
- Uso específico del manual de mantenimiento
- Ejecución correcta de los procedimientos de arranque en seco del motor

3.3 Herramientas y equipos utilizados para el lavado de compresores de acuerdo a la inspección fase 4 del motor

- Juego de desarmadores punta estrella y plano
- Juego de dados cuadro de 1/4
- Racha doble sentido cuadro de 1/4
- Juego de llaves mixtas en pulgadas
- Berbiquí
- Reservorio de 5 gls.
- Tanque de nitrógeno de 8000 psi
- Herramienta de lavado de compresor PWC31198

3.4 Herramienta de lavado de compresor PWC31198

De acuerdo al manual ilustrado de herramientas y equipos de la aeronave Cesana Citation de motores Partt & Withney te Airbus Military del ATA 71-00-00 con numero de parte PWC31198, la herramienta de lavado del compresor se usa para medir un flujo específico de agua o mezcla de agua / alcohol metílico en la entrada del motor para la limpieza, que consiste en el lavado interno del compresor y el lavado interno y externo del conducto de derivación del motor.

La herramienta de lavado del compresor encaja en la entrada de aire del motor. Las barras de reentrenamiento posicionan la herramienta a la profundidad adecuada en la entrada, y las almohadillas ajustables montan la herramienta de forma segura en el conducto de entrada. El lavado del compresor se lleva a cabo para minimizar la corrosión del motor causada por la operación sobre agua salada o áreas muy industrializadas.

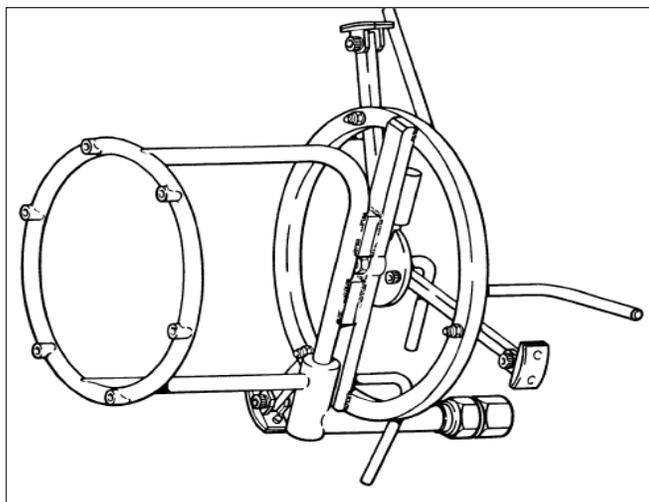


Figura 17. Herramienta PWC31198
Fuente: (CESSNA COMPANY, 2002)

3.4.1 Procedimientos para la rehabilitación de los equipos para el lavado de compresores

a. Inspección del contenedor de alcohol metílico

1. El contenedor o tanque que aloja en su interior alcohol metílico ya existía en bodega de condenados por falta de una inspección, un ensayo no destructivo y una prueba hidrostática que determinen las condiciones en que se encuentra el tanque, es por eso que se optó por rehabilitarle comenzando por una inspección visual de los daños que podía presentar.

2. Una vez ejecutada la inspección visual se determinó que las válvulas de descarga como de llenado se encontraban obsoletas y debían ser cambiadas previo a la prueba hidrostática, el manómetro o indicador de presión no servía y debía ser reemplazado.



Figura 18. Tanque de alcohol metílico

b. Inspección NDI método líquidos penetrantes

1. La inspección por ensayos no destructivos por el método de líquidos penetrantes se lo ejecuto en la Universidad de las Fuerzas Armadas-ESPE en el departamento de Energía y Mecánica por medio de una persona certificada y aprobada para realizar o aplicar es método de ensayo no destructivo. **(ANEXO A)**

2. Se realizó una limpieza de la superficie con alcohol isopropílico para su previa limpieza de desoxidación con Metil Ethil Ketone en spray de la misma línea del producto penetrante y revelador.
3. Seguidamente se aplicó el líquido penetrante de una tonalidad peculiar vino tinto, en las secciones que más se aplicó o consideradas críticas fueron las uniones de solda para descartar fugas antes de la prueba hidrostática.



Figura 19. Aplicación líquido penetrante

4. Luego de haber aplicado el líquido penetrante se espera entre 5 a 7 minutos para que surta reacción de penetración, se aplica un rociador conocido como revelador el cual limpia y revela las superficies las cuales el líquido penetrante se ha

profundizado en los cordones de suelda indicando que se encuentra defectuoso y no seguro para su uso, para lo cual de acuerdo al siguiente grafico se visualiza claramente no contiene ningún defecto antes mencionado permitiendo realizar la prueba hidrostática.



Figura 20. Revelación del ensayo

c. Prueba hidrostática del tanque

1. Se ejecutó en un taller certificado el cual ejecuta las pruebas a tanques o reservorios de baja presión por lo cual se manejaron presiones entre 100 psi y 200 psi tomando las precauciones necesarias, aire aplicado por medio de cañerías de alta presión desde un generador de presión.

2. Una vez aplicada la prueba se determinó que el tanque es capaz de soportar de forma teórica 180 libras de presión, presión que excede para poder realizar los lavados de compresores determinando sus óptimas condiciones. **(ANEXO B)**



Figura 21. Prueba hidrostática

d. Reemplazo de válvulas y manómetro

1. Posteriormente en la inspección visual se identificó que los elementos como dos válvulas de flujo con control manual, una válvula de alivio y un manómetro se encontraron en malas condiciones y debían ser reemplazados.
2. Se reemplazó el indicador o manómetro de presión por uno en óptimas condiciones de mayor alcance en libras presión hasta 250 psi, se reemplazó las dos válvulas de flujo con control manual de alta presión con auto bloqueante y una

válvula de derivación en caso de que la presión en el tanque exceda los 175 psi y aliviar esa presión en recirculación del sistema.



Figura 22. Válvulas y manómetro reemplazado

e. Aplicación de pintura al reservorio

1. Antes de realizar la aplicación de la pintura se ejecutó una limpieza y estriado con una lija fina para que tenga mejor adherencia la pintura.
2. Como procedimiento de aplicación y acabados efectivos de pintura se aplica un fondo conocido como protección anti corrosiva, de los cuales se utilizó el esmalte gris un material catódico de base piroxilina y resina para proteger superficies de aleación de acero.



Figura 23. Aplicación del protector

3. Seguidamente esperando un secado de la capa de protección de un tiempo aproximado de dos horas se aplicó el recubrimiento o pintura base de color amarillo, tonalidad característica de los equipos de apoyo identificados para su buen uso y reconocimiento en las tareas de mantenimiento.

4. Se utilizó una pistola tipo rociador de sifón a una presión de 90 psi para aplicar un buen acabado de la pintura en la superficie y un secado y curado de la pintura de poliuretano.



Figura 24. Aplicación pintura amarilla

f. Rectificación y pintura del rociador PWC31198

1. El rociador a presión con nitrógeno impulsa el alcohol metílico del reservorio rehabilitado a una presión determinada de acuerdo el manual de mantenimiento de la aeronave Cessna.
2. Se ejecutó un mantenimiento del componente ya que al no haber sido usado frecuentemente se produjo herrumbre y pérdida de pintura, por lo cual se ejecutó un tratamiento de pintura utilizando el color de pintura adecuado para ser diferenciado como un equipo de apoyo.



Figura 25. Acabado de pintura del rociador

3. La forma de sujetarse el equipo a la toma de entrada del fan del motor era poco rustica afectando la estructura de los labios del borde entrada del cowling, por esta razón se utilizó cauchos como topes de protección para evitar rayaduras o posibles rajaduras.



Figura 26. Cauchos base cowling

3.5 Tarea de mantenimiento fase 4 del motor

3.5.1 Limpieza y lavado de compresores de acuerdo al ATA 71-00-00

1. General

- A. Para minimizar la posibilidad de corrosión del motor causada por la operación sobre agua salada y / o sobre áreas muy industrializadas, lavado interno del compresor y lavado interno y externo del conducto de derivación se debe realizar con una mezcla de agua / alcohol metílico.
- B. Si fuera necesario lavar el exterior del motor antes del mantenimiento, use un rociador de solvente a baja presión o cepille el solvente en áreas más concentradas de grasa o mugre. Después de que el motor esté limpio, enjuague con agua limpia.

2. Herramientas y equipo

- A. Para obtener una lista de las herramientas y equipos necesarios, consulte Planta de poder - General.

3. Limpieza

- A. Limpie el compresor y los conductos de derivación tanto interna como externamente usando la herramienta de lavado del compresor.
 - Consulte el Manual de mantenimiento JT15D-4 para conocer los procedimientos que se deben seguir al limpiar el compresor y los conductos de derivación interna y externamente.
- B. Limpie el exterior del motor.

- **NOTA:** El exterior del motor se puede limpiar con el motor conectado al avión o en un soporte de motor aprobado.
- Elimine toda la energía eléctrica del avión (si el motor está conectado).
- Retire la cubierta del motor.



Figura 27. Limpieza externa del motor

- **PRECAUCIÓN:** El agua atrapada en los generadores de tacómetro puede provocar corrosión o lavado del lubricante de los rodamientos y eventual falla del tacómetro.
- Cubra los generadores de tacómetro con una tapa protectora, bolsas de plástico u otros materiales adecuados para evitar que entre agua en los generadores de tacómetro.
- **PRECAUCIÓN:** Al usar solventes de limpieza, observe las precauciones de incendio y salud para el agente de limpieza que se esté usando.
- Limpie el motor con un rociador de solvente a baja presión o cepille con solvente en áreas más concentradas.

- **NOTA:** La exposición prolongada de las piezas de goma al disolvente provocará un deterioro.
- Después de que el motor esté limpio, enjuague con agua limpia hasta que se elimine todo el solvente, luego deje secar al aire.
- Instale la cubierta si es necesario.

3.5.2 Materiales para la limpieza interna del motor

1. General

A. Los siguientes procedimientos detallados para la limpieza del motor en el ala.

2. Materiales consumibles

- Los materiales consumibles enumerados a continuación se utilizan en los procedimientos de limpieza de compresores del motor.

Artículo No.	Nombre
PWC11-014	Alcohol Isopropílico
PWC15-015	Compuesto, anticorrosivo (agua destilada)



Figura 28. Compuesto PWC15-015

3. Herramientas especiales

- Las herramientas especiales que se enumeran a continuación se utilizan en los siguientes procedimientos.

Herramienta No.	Nombre Aplicación
PWC31198	Equipo de lavado Cessna Citation I / II / SII
S/N	Reservorio de agua destilada/alcohol isopropílico



Figura 29. Equipo de lavado PWC31198



Figura 30. Reservorio de agua destilada y alcohol metílico

- Para utilizar los dos equipos en la limpieza se utilizó mangueras de alta presión de 5/16 de pulgada con un tanque lleno nitrógeno presurizado a 10000 psi para transmitir la carga hasta el reservorio de agua destilada / alcohol isopropílico

presurizar generando un efecto Venturi para que salga a presión adecuada el líquido hacia el dispersor.



Figura 31. Manguera alta presión 5/16"



Figura 32. Tanque de nitrógeno

3.5.3 Preparación del motor para el lavado

1. Procedimiento

- A. Asegúrese de que el acelerador esté en la posición de "APAGADO" y que el sistema de purga de la aeronave esté apagado.
- B. Asegúrese de que el sistema de encendido esté en la posición OFF.
- C. Desconecte la línea de drenaje de combustible del generador de gas, instale la manguera de drenaje y colóquela en un recipiente vacío para recoger la solución residual (Ref. Manual de Mantenimiento del Fuselaje).

2. Preparación del equipo

- A. Configure el sistema de lavado del compresor.
 - **NOTA:** La tubería para la interconexión de componentes debe ser de 5/16 in. ID mínimo.
- B. De acuerdo al procedimiento para preparar el arranque en seco del motor se debe considerar varios pasos que se debe ejecutar en cabina en las palancas de mando.
 - 1) Asegurarse que las palancas de potencia de los motores en el conjunto de mando se encuentren en posición CUT-OFF.



Figura 33. Palanca de potencia en CUT-OFF

- 2) El sistema de aire de sangrado debe estar deshabilitado para evitar el paso del líquido a los ductos del sistema de aire de sangrado del sistema del motor y de la aeronave.



Figura 34. Disyuntor de aire OFF

- 3) Se debe asegurar que el sistema de ignición y arranque se encuentre en la posición OFF para precautelar un arranque inesperado, colocando al personal en plataforma en riesgos ante un inminente encendido del motor y no se ejecute el lavado de compresores.



Figura 35. Accionadores en OFF

- 4) Se desconecta la línea de drenaje del generador de gas de combustible para evitar que se llene el sistema y que los líquidos fluyan evitando danos en el sistema.

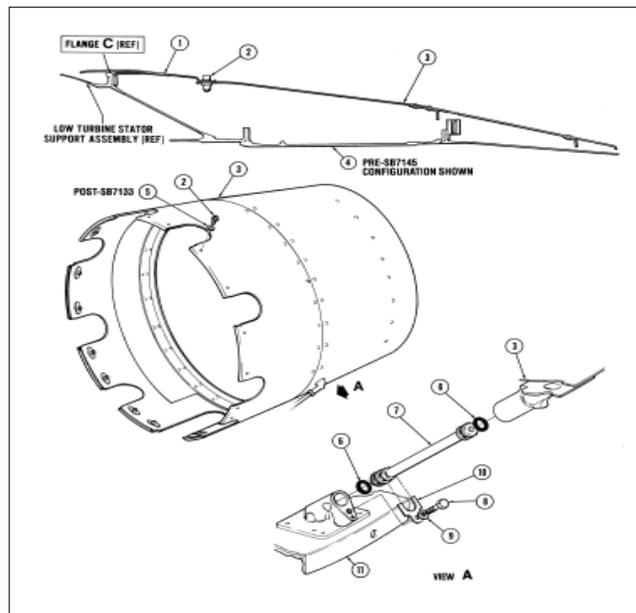


Figura 36. Línea de drenaje

3.5.4 Remoción del ducto de derivación

- A. Motores JT15D-4 y -4B instalados por CITATION: se retira 18 pernos y arandelas que aseguran el conducto de derivación interno trasero. Al conducto de derivación interno delantero. Retire un perno, la arandela y la placa que sujetan el tubo de drenaje al conducto de derivación externo y retire el conducto de derivación interno, asegurando que el tubo de drenaje se retire del saliente del conducto de derivación externo. Retire el tubo de drenaje del saliente interno del conducto de derivación y deseche dos empaques preformados.



Figura 37. Ducto de derivación



Figura 38. Línea de drenaje

3.6 Preparación de los equipos de apoyo y el motor

- A. Por medio de un diagrama esquemático otorgado por el manual de mantenimiento del motor se determina los elementos en conjunción para el lavado de compresores.

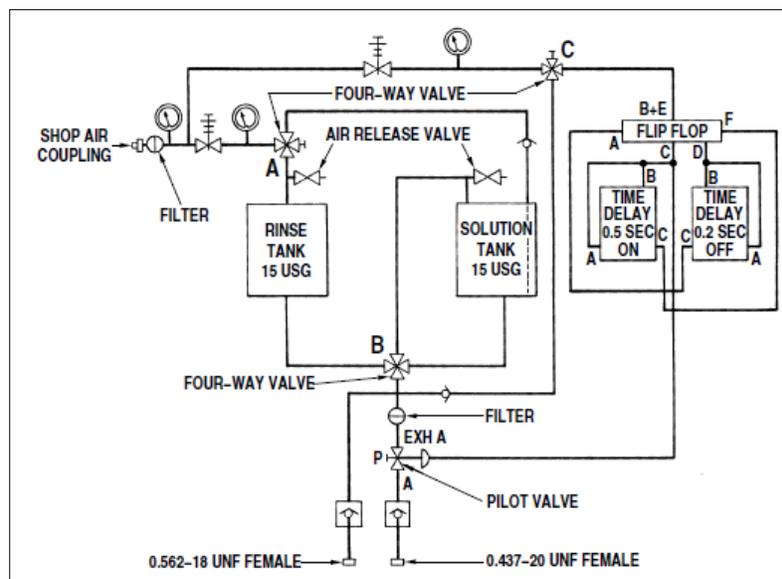


Figura 39. Diagrama de conjunción de elementos

B. El lavado de los compresores de acuerdo al manual del motor se lo ejecuta cuando la aeronave ha estado expuesta en ambientes salinos o lugares con casos de ceniza, donde el lavado naturalmente es por desalinización con una frecuencia dependiendo de los vuelos que sean semanal, este método debe ser monitoreado y contener los efectos adecuados de seguridad con los chequeos de las presiones, las cantidades de líquido a rociar y el tiempo del arranque.

C. Desalinización del compresor monitoreo de lavado

- **PRECAUCIÓN:** No intente lavar un motor que todavía está caliente o funcionando. Deje que el motor se enfríe por un período mínimo de 40 minutos después de apagado para evitar la precipitación por el uso inadvertido de agua fría.
 - **PRECAUCIÓN:** Asegúrese de que no hay formas de hielo al realizar lavado del compresor a temperaturas de 40 °F o menos. El uso de la mezcla correcta como se especifica es muy importante, especialmente si se esperan bajas temperaturas ambientes entre el lavado de desalinización y el próximo inicio. **(ANEXO C)**
 - De acuerdo a la denominación de la tabla para preparación de la solución se debe tomar en cuenta la temperatura ambiente entre 4.4°C, con un volumen de agua del 100%.
- 1) Conecte la plataforma de lavado (PWC31198), (PWC31498) o (PWC31598) al suministro de la plataforma de lavado. Alternativamente, conecte la plataforma de lavado al suministro de agua destilada a través de una manguera adecuada para temperaturas ambiente superiores a + 2 ° C (+ 36 ° F).



Figura 40. Plataforma de lavado instalada



Figura 41. Conexión reservorio

- 2) Prepare 5.0 galones estadounidenses de solución de enjuague. Llene el tanque de enjuague del sistema de lavado con una solución de enjuague preparada.



Figura 42. Llenado con agua desmineralizada

- **NOTA:** Si se usa agua destilada para el suministro de la plataforma de lavado, confirme que la presión del agua sea de un mínimo de 30 psi.

D. Realice la preparación del motor

- 1) Instale la plataforma de lavado (PWC31198) en la serie JT15D-1, motores instalados -4 y -4B; (PWC31498) en motores instalados en Corvette; o (PWC31598) en motores -4 y -4D instalados por Diamond. Instale en la entrada de aire del motor hasta que las barras de restricción estén en contacto con el borde de entrada. Ajuste las almohadillas de modo que la plataforma se mantenga segura dentro del conducto de admisión. Asegúrese de que las boquillas se proyecten a través de las aspas del ventilador y que la pulverización se dirija al núcleo del motor. Asegúrese de que las boquillas se proyectan a través de las aspas del ventilador y que el rociado se dirige al núcleo del motor.



Figura 43. Plataforma asegurada en borde de ataque

2) Remoción de los encendedores de chispa

1) Aislar la energía del sistema de encendido.

- **ADVERTENCIA:** El voltaje utilizado en el sistema de encendido es peligrosamente alto. Antes de desmontar cualquier parte del sistema, apague el encendido, desconecte la entrada para excitar y permita al menos seis minutos antes de trabajar antes.



Figura 44. Disyuntores de ignición aislados

- 2) Retire el alambre de seguridad y afloje con cuidado las tuercas de acoplamiento de los conjuntos de cable de encendido y de los encendedores de chispa.



Figura 45. Alambre de seguridad retirado



Figura 46. Retirando acoples de conjunto de cables

- 3) Descargue cualquier corriente residual en el excitador de encendido conectando a tierra los dos electrodos de cable a las pantallas del encendedor.



Figura 47. Descarga de corriente residual

- 4) Afloje y retire los encendedores de chispa y las juntas.



Figura 48. Encendedor de chispa retirado

- 5) Retire y deseche la junta de cada encendedor de chispas.
 - **PRECAUCIÓN:** No arrancar el motor por más de 30 segundos. observe el período de enfriamiento del arranque.



Figura 49. Marcador de tiempo en cabina

- 6) Conecte y opere el sistema de lavado. Realice una carrera de motor en seco de 30 segundos mientras inyecta fluido a una velocidad de 10 galones por minuto.



Figura 50. Arranque por 30 segundos

- **NOTA:** Para evitar la precipitación de depósitos mediante el uso de agua, se debe permitir que el motor se enfríe por debajo de 65 ° C (150 ° F). Se debe permitir un período mínimo de enfriamiento de 40 minutos después de la parada del motor.
- 7) Espere cinco minutos para que drene el fluido residual de la caja del generador de gas, luego realice el procedimiento de lavado posterior a la desalinización.



Figura 51. Desalinización del compresor

3.6.1 Procedimientos después del lavado

- A. Retire el sistema de lavado y la plataforma de lavado (PWC31198), (PWC31498) o (PWC31598).
- B. Encienda el encendido y asegúrese de escuchar un chasquido audible del encendedor de chispas.



Figura 52. Excitador de chispa

- C. Lleve a cabo el arranque del motor y opere durante 5 minutos a TIERRA INACTIVA con la presurización de cabina inactiva.
- D. Realice el apagado del motor
- E. Si el motor está programado para permanecer inactivo durante un período prolongado, deje que se enfríe e instale las tapas de escape y entrada.
- **NOTA:** Todo este procedimiento de mantenimiento se ejecutó en base a una orden de trabajo de mantenimiento (**ANEXO D**) y con documentos de cumplimiento de trabajo. (**ANEXO E**)

Al realizar la tarea de mantenimiento de la aeronave 71-01-00 en referencia a la tarea 71-00-00 de mantenimiento del motor JT15D-4 se eliminó los fouling existentes en las turbinas y compresores del motor dando como resultado un funcionamiento óptimo de los motores, ya que la acumulación de material no deseado sobre las superficies sólidas causan una aspereza superior a la normal. Para el compresor o la turbina, esto significa el deterioro de la forma aerodinámica de la superficie de las palas, con una consiguiente reducción del flujo del aire, una relación de presión inferior y por eso una menor eficacia.

3.7 Simbología en diagramas de flujo de análisis

Los diagramas de flujo usan formas especiales para representar diferentes tipos de acciones o pasos en un proceso o una tarea de mantenimiento, determinando los procesos más irrelevantes con puntualidad en las acciones más determinantes o causales para finiquitar un mantenimiento con operatividad o deshabilitación. Las líneas y

flechas muestran la secuencia de los pasos y las relaciones entre ellos. Estos son conocidos como símbolos de diagrama de flujo. (SMARTDRAW, 2017) **(ANEXO F)**

3.8 Presupuesto

El presupuesto presentado en el anteproyecto era un presupuesto con valores promedios que rodeaba 1293.95 USD y no eran valores fijos, pero durante todo el tiempo en el que se desarrolló el proyecto se llegó al valor total.

3.8.1 Análisis de costos

Para la adquisición del material industrial, pruebas de ensayos no destructivos, prueba hidrostática, calibración de manómetros compra de componentes faltantes y adicionales, ejecución de la tarea de mantenimiento, se dividió en dos costos para su análisis.

Costos primarios

- Materiales y herramientas

Costos secundarios

- Movilidad
- Elementos complementarios
- Protocolización de documentos de legalización del motor
- Varios

3.8.2 Costos primarios

Tabla 3

Costos primarios

DESCRIPCIÓN (material)	CANT.	P / U	VALOR TOTAL
Manómetros presión	4	35.00	140.00
Válvulas de presión y alivio	4	30.00	120.00
Cañería flexible	8	20.00	160.00
Cañería rígida	8	20.00	160.00
Acoples macho y hembra	12	12.00	144.00
Prueba hidrostática del tanque	1	100.00	100.00
Calibración de manómetros	4	50.00	200.00
Pintura	2 litros	10.00	20.00
Cinta de embalaje	2	15.00	30.00
SUBTOTAL			\$ 874.00

3.8.3 Costos secundarios

Tabla 4

Costos secundarios

DESCRIPCIÓN (material)	CANT.	P / U	VALOR TOTAL
Útiles de escritorio	Varios	-	40.00
Transporte	-	-	80.00
Papel bond (resma)	1	5	5.00
Impresiones (otros formatos)	20	0.25	5.00
Imprevistos	-	-	(30%) 42.45
VALOR TOTAL			\$ 172.45

3.8.4 Costo total del proyecto de grado

Tabla 5*Costo total del proyecto*

VALOR TOTAL COSTO PRIMARIO	1131.50
VALOR TOTAL COSTO SECUNDARIO	172.45
TOTAL	\$ 1293.95

CAPÍTULO IV

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

4.1 Conclusiones

- La recopilación de la información de la aeronave Cessna Citation II CE-550 IGM-628 se obtuvo de forma coordinada con el escuadrón de mantenimiento de la aeronave, por lo cual se obtuvo el Manual de Mantenimiento General de la aeronave y el Manual de Mantenimiento del motor Pratt & Whitney JT15D-4 para determinar y ejecutar la respectiva tarea de mantenimiento.
- Los procedimientos ejecutados en la tarea de mantenimiento se realizaron de acuerdo al uso y forma de ejecución de la plataforma para el lavado de compresores tomando en cuenta las respectivas presiones y el adecuado uso del líquido de desalinización.
- Se ejecutó la prueba de funcionamiento con la lista de operación de encendido de los motores y la descarga adecuada de líquido de lavado de compresores con tiempos sincronizados de no más de 30 segundos con un arranque en seco.

4.2 Recomendaciones

- Se debe mantener la documentación necesaria acorde al trabajo ejecutado, en la documentación debe estar presente siempre la orden de trabajo,

acompañada por los parámetros y factores de seguridad para evitar incidentes o accidentes en el área de trabajo.

- Colocar énfasis en las presiones que se maneja en el sistema ya que superan los 1000 psi y pueden provocar daños y mala ejecución de la tarea de mantenimiento con la plataforma de lavado de compresores.
- Observar siempre el manual de operación de las herramientas especiales para evitar daños personales y al material o equipo sobre el que se trabaja, además debe observar siempre los pasos estipulados en el manual de mantenimiento acorde a las tareas que realice acorde al programa de mantenimiento.

BIBLIOGRAFÍA

- Aerodecals. (2015). *Aircraft Exterior Kits*. Recuperado el 28 de Octubre de 2019, de <http://aerodecals.com/aircraft-exterior-kits/>
- AVIACOL. (25 de 9 de 2015). *Aviacol.net*. Recuperado el 10 de Octubre de 2019, de Aviacol.net: <https://www.aviacol.net/equipos-vuelo/casa-cn-235.html>
- CASA, EADS. (2012). *Training and operation services ATA 72*. ESPAÑA: 2007 Military Transport Aircraft Division.
- CESSNA COMPANY. (2002). *MAINTENANCE MANUAL*. KANSAS: MEMEBER OF GAMA.
- EADS CASA. (2002). *MANUAL DE MANTENIMIENTO*. ESPAÑA.
- EADS CASA. (2004). *PLANTA DE POTENCIA*. SEVILLA: AIRBUS MILITARY.
- ECNDT. (2015). Recuperado el 22 de Septiembre de 2019, de Non-destructive Testing Applications in Commercial Aircraft Maintenance.: <https://www.ndt.net/abstract/ecndt98/ecndt98.htm>
- General Electric. (16 de 6 de 2019). *GE Aviation*. Recuperado el 3 de Octubre de 2019, de GE Aviation: <https://www.geaviation.com/commercial/engines/ct7-engine>
- JETADVISORS. (13 de 02 de 2018). *JETADVISORS.COM*. Recuperado el 8 de Octubre de 2019, de JETADVISORS.COM: <https://jetadvisors.com/cessna-citation-ii/>
- Joomia. (23 de 8 de 2019). *All-Aero*. Recuperado el 18 de Septiembre de 2019, de All-Aero.
- Liberty Jet Management. (7 de 9 de 2017). *Liberty Jet*. Recuperado el 14 de Octubre de 2019, de Liberty Jet: https://www.libertyjet.com/private_jets/CE-550
- Navarro, J. M. (11 de 8 de 2017). *Defensa.com*. Recuperado el 7 de Noviembre de 2019, de Defensa.com: <https://www.defensa.com/otan-y-europa/misterioso-cn-235-guerra-electronica-visto-seattle>
- Pratt & Whitney Canada. (2016). *MAINTENANCE MANUAL TURBO FAN ENGINE*. CANADA: Pratt & Whitney Canada Corp.
- Pratt & Whitney Canada JT15D. (12 de 9 de 2012). *forecast international*. Recuperado el 30 de Septiembre de 2019, de forecast international: https://www.forecastinternational.com/archive/dispatch_pdf.cfm?DACH_RECNO=925
- Sandro Rota. (4 de 03 de 2011). *Ecuador Aviation Photography*. Recuperado el 28 de Septiembre de 2019, de Ecuador Aviation Photography: <https://www.flickr.com/photos/ecuadoraviationphotography/18245050461>
- Scholly. (2013). Recuperado el 20 de Octubre de 2019, de <https://www.schoelly.de/en/visual-inspection/industry-report/visual-inspection/>

ANEXO



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE TECNOLOGÍA EN MECÁNICA AERONÁUTICA

MENCIÓN AVIONES

CERTIFICACIÓN

Se certifica que la presente monografía fue desarrollada por el señor CBOP. DE A.E TRUJILLO MALES, CÉSAR AUGUSTO.

En la ciudad de Latacunga a los 22 días del mes de enero del 2020.

Aprobado por:

Tlgo. Pantoja Montenegro, Darwin Eteban
DIRECTOR DEL PROYECTO

Ing. Rodrigo Bautista
DIRECTOR DE CARRERA

Abg. Santa Plaza
SECRETARIA ACADÉMICA