



**Habilitación de un banco de prueba para evaluar ángulos de la hélice del avión Twin
Other para el laboratorio de Mecánica Aeronáutica de la Universidad de las Fuerzas
Armadas ESPE Sede Latacunga**

Velastegui Remache, Angelica Lizeth

Departamento de Ciencias de la Energía y Mecánica

Carrera de Tecnología Superior en Mecánica Aeronáutica

Monografía, previo a la obtención del título de Tecnólogo Superior en Mecánica
Aeronáutica

Tlgo. Zurita Caisaguano, Jonathan Raphael

07 de agosto del 2023

Latacunga

Reporte de verificación de contenidos



VELASTEGUI ANGELICA - ANTIPLAGIO...

Scan details

Scan time: August 7th, 2023 at 14:32 UTC
 Total Pages: 48
 Total Words: 11487

Plagiarism Detection



AI Content Detection



🔍 Plagiarism Results: (35)

cuenda del ala – Traducción en Inglés - TechDico 0.5%

<https://es.techdico.com/traduccion/espanol-ingles/cuenda-d...>
 TechDicoEspañol Français English Español Deutsch Português Italiano
 Română Nederlands Po...

ProfeFeito: El paso de la hélice 0.5%

<http://profefeito.blogspot.com/2019/01/el-paso-de-la-helice...>
 ProfeFeito Recopila fotos y noticias c...

ProfeFeito: El paso de la hélice 0.5%

<http://profefeito.blogspot.com/2019/01/el-paso-de-la-helice...>
 ProfeFeito Recopila fotos y noticia...

Tigo. Zunta Caisaguano, Jonathan Raphael
 Director



Departamento de Ciencias de la Energía y Mecánica

Carrera de Tecnología Superior en Mecánica Aeronáutica

Certificación

Certifico que la monografía: "**Habilitación de un banco de prueba para evaluar ángulos de la hélice del avión Twin Other para el laboratorio de Mecánica Aeronáutica de la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE Sede Latacunga**" fue realizado por la señorita **Velastegui Remache, Angelica Lizeth**; el mismo que cumple con los requisitos legales, teóricos, científicos, técnicos y metodológicos establecidos por la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, además fue revisado y analizado en su totalidad por la herramienta de prevención y/o verificación de similitud de contenidos; razón por la cual me permito acreditar y autorizar para que se lo sustente públicamente.

Latacunga, 08 de agosto de 2023

Tigo. Zurita Calsaguano, Jonathan Raphael

C. C: 0503068660



Departamento de Ciencias de la Energía y Mecánica
Carrera de Tecnología Superior en Mecánica Aeronáutica

Responsabilidad de Autoría

Yo, **Velastegui Remache, Angelica Lizeth**, con cédula de ciudadanía N° 1750059899, declaro que el contenido, ideas y criterios la monografía: "**Habilitación de un banco de prueba para evaluar ángulos de la hélice del avión Twin Other para el laboratorio de Mecánica Aeronáutica de la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE Sede Latacunga**" es de mi autoría y responsabilidad, cumpliendo con los requisitos legales, teóricos, científicos, técnicos, y metodológicos establecidos por la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, respetando los derechos intelectuales de terceros y referenciando las citas bibliográficas.

Latacunga, 08 de agosto de 2023

.....
Velastegui Remache, Angelica Lizeth

C. C: 1750059899



Departamento de Ciencias de la Energía y Mecánica

Carrera de Tecnología Superior en Mecánica Aeronáutica

Autorización de Publicación

Yo, **Velastegui Remache, Angelica Lizeth**, con cédula de ciudadanía N° 1750059899, autorizo a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE publicar la monografía: **Título: "Habilitación de un banco de prueba para evaluar ángulos de la hélice del avión Twin Other para el laboratorio de Mecánica Aeronáutica de la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE Sede Latacunga"** en el Repositorio Institucional, cuyo contenido, ideas y criterios son de mi/nuestra responsabilidad.

Latacunga, 08 de agosto de 2023

Velastegui Remache, Angelica Lizeth

C. C: 1750059899

Dedicatoria

Mi Tesis va dedicada en primer lugar a dios, ya que con su ayuda me dio la perseverancia y esfuerzo para poder culminar con mi carrera, a toda mi familia porque ellos me aconsejaron, a mi padre porque siempre estuvo a lado brindándome su apoyo y en especial a mi madre de mi alma porque ella siempre estuvo bríndame su apoyo incondicional para no redirme y sus consejos para ser una mejor persona, a mi sobrino porque es como mi hijo, a mis tres hermanas ya que todos ellos me alentaron a seguir adelante y no rendirme. Le doy gracias a mis padres por sus bendiciones y siempre serán el motivo de mis triunfos.

A su vez este logro va dedicado mi mamita de mi corazón, aunque ya no la tengo físicamente, ella fue mi mayor consejera para una buena persona, era mi confidente y siempre me brindó su apoyo incondicional en cada momento, siempre estuvo en cada logro que obtuve, mamita siempre vas estar mi corazón me haces mucha falta te extraño y ahora solo bendice desde el cielo y ella ahora es mi motivo para estar más cerca del cielo, este título va dedicado a usted mamita.

Velastegui Remache, Angelica Lizeth

Agradecimiento

A mis padres en este momento tan especial de mi vida, quiero tomar un momento para expresar mi más profundo agradecimiento por su incondicional apoyo y amor a lo largo de mi camino. No podría haber llegado a donde estoy hoy sin su constante aliento y guía, eso quiero dedicar estas palabras de gratitud de todo corazón.

Agradecimientos totales a la Universidad de la Fuerzas Armadas "ESPE" en especial a mi carrera de "Mecánica Aeronáutica" por aprobarme mi anteproyecto, por su apoyo tan importante y su confianza puesta en mi durante el proceso de realización de mi proyecto de titulación.

Agradezco eternamente a mi tutor de proyecto Tlgo. Jonathan Zurita por guíame en todo momento ante este trabajo de titulación, agradeciéndole por ser un gran profesor, por su confianza puesta en mi para todos los proyectos a fines de la carrera y a su vez el enseñarme y darme consejos para ser el mejor cada día y así poder ser un gran profesional.

Velastegui Remache, Angelica Lizeth

ÍNDICE DE CONTENIDOS

Carátula.....	1
Reporte de verificación de contenidos	2
Certificación	3
Responsabilidad de autoría.....	4
Autorización de publicación.....	5
Dedicatoria.....	6
Agradecimiento.....	7
Índice de contenidos	8
Índice de figuras	12
Índice de tablas.....	14
Resumen	15
Abstract.....	16
Capítulo I: Planteamiento del problema.....	17
Antecedentes.....	17
Planteamiento del problema.....	18
Justificación e Importancia.....	18
Objetivos	19
<i>Objetivo general</i>	19
<i>Objetivos específicos</i>	19
Alcance.....	19
Capítulo II: Marco teórico.....	20

Universidad de las Fuerzas Armadas Sede Latacunga.....	20
Tecnología Superior en Mecánica Aeronáutica	21
Laboratorios de la carrera.....	23
Aeronave Twin Other	24
Ubicación de las estaciones del fuselaje	27
Disposiciones de acceso e inspección	28
Dimensiones del avión	29
Sistemas de la aeronave	30
Controles de vuelo.....	30
Sistema eléctrico.....	31
Sistema de luces	31
Sistema de combustible.....	31
Sistema de calefacción y ventilación	32
Sistema hidráulico	32
Sistema de alerones	33
Motores.....	33
Palancas de combustible del motor	34
Hélices.....	38
Partes de una hélice	45
Palas	46
Cubo	47

Conjunto de cúpula o domo	48
Conjunto de seguro de pasó de la hélice.....	49
Barril	49
Ángulos de una hélice.....	50
Ángulo de ataque.....	50
Ángulo de la pala	50
Lubricación en un banco de pruebas.....	51
Aero Shell Grease 14.....	52
<i>Características y propiedades</i>	53
<i>Certificación y cumplimiento</i>	53
Aceite Turbo Oil 2380	53
<i>Características y propiedades</i>	54
Embanderamiento de la hélice.....	55
Capítulo III: Desarrollo del tema.....	56
Descripción general.....	56
Inspección visual inicial.....	57
Pruebas de funcionamiento iniciales	58
Remoción de componentes.....	58
Proceso de pintura.....	61
Instalación de componentes	62
Calibración del manómetro.....	63

Proceso de lubricación	64
Servicio del reservorio	65
Pruebas operacionales.....	66
<i>Hélice en posición de bandera</i>	67
<i>Hélice en paso fino</i>	68
<i>Hélice en paso alto</i>	69
<i>Hélice en paso de reversa</i>	70
Rotulado de componentes.....	71
Actualización de manuales	71
Capítulo IV: Conclusiones y recomendaciones	72
Conclusiones.....	72
Recomendaciones	73
Glosario.....	74
Bibliografía	76
Anexos	78

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1 <i>Campus Guillermo Rodríguez Lara, sede Latacunga</i>	20
Figura 2 <i>Logo representativo de la carrera de TMER</i>	21
Figura 3 <i>Campo ocupacional</i>	22
Figura 4 <i>Talleres de la carrera TMER</i>	23
Figura 5 <i>Aeronave Twin Otter</i>	24
Figura 6 <i>Aeronave Twin Otter-Fuerza Aérea Ecuatoriana</i>	26
Figura 7 <i>Avión Twin Otter</i>	27
Figura 8 <i>Acceso e inspección</i>	28
Figura 9 <i>Dimensiones de la aeronave</i>	29
Figura 10 <i>DHC-6-300M</i>	30
Figura 11 <i>Motor PT6A-34</i>	34
Figura 12 <i>Turbina de potencia</i>	36
Figura 13 <i>Hélice Hartzell HC-B3TN-3D</i>	38
Figura 14 <i>Generalidades de la hélice Hartzell</i>	39
Figura 15 <i>Conjunto de hélice Hartzell de 3 palas</i>	40
Figura 16 <i>Mecanismo de cambio de paso</i>	41
Figura 17 <i>Modalidad de gobernador</i>	42
Figura 18 <i>Hélice Hartzell- descripción y operación</i>	46
Figura 19 <i>Hélice Hartzell- servicio general</i>	47
Figura 20 <i>Cubo de la hélice</i>	48
Figura 21 <i>Partes de una hélice</i>	49

Figura 22 <i>Ángulo de ataque</i>	50
Figura 23 <i>Ángulo de la pala</i>	51
Figura 24 <i>Grasa Aero Shell 14</i>	52
Figura 25 <i>Hélice en bandera</i>	55
Figura 26 <i>Inspección visual inicial del banco de pruebas</i>	58
Figura 27 <i>Reemplazo de los sellos internos de la bomba manual del sistema</i>	59
Figura 28 <i>Fuga – sellos de la válvula de cierre</i>	60
Figura 29 <i>Chequeo de torque</i>	61
Figura 30 <i>Proceso de pintura</i>	61
Figura 31 <i>Instalación de componentes</i>	62
Figura 32 <i>Manómetro calibrado</i>	63
Figura 33 <i>Lubricación de resortes</i>	64
Figura 34 <i>Lubricación de componentes</i>	65
Figura 35 <i>Servicio del reservorio</i>	66
Figura 36 <i>Posición de bandera 87 grados</i>	67
Figura 37 <i>Posición de paso fino 27 grados</i>	68
Figura 38 <i>Posición de paso alto 17 grados</i>	69
Figura 39 <i>Posición de reversa -15 grados</i>	70
Figura 40 <i>Rotulado de componentes</i>	71

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1 <i>Dimensiones de la aeronave</i>	29
--	----

Resumen

La evaluación de ángulos de una hélice en un banco de pruebas es un proceso crucial en la mecánica de aviación. Implica medir y ajustar los ángulos de las palas de la hélice para asegurar un rendimiento óptimo y seguro. El proceso de evaluación de ángulos de una hélice comenzará con una fase de preparación, durante la cual se inspeccionará minuciosamente la hélice en busca de daños o desgastes y se asegurará que todos los componentes estén en condiciones adecuadas. Una vez completada esta fase, la hélice se instalará cuidadosamente en el banco de pruebas diseñado específicamente para simular condiciones de vuelo y permitir mediciones precisas. Se evaluará los ángulos de la hélice de acuerdo a los datos técnicos del manual del fabricante, estos son cuatro chequeos operacionales importantes, embanderamiento, paso fino, paso alto y reversa. Estos datos se compararán con las especificaciones del fabricante para determinar si se requieren ajustes. Los ajustes y correcciones son una parte esencial del proceso. Basándose en los datos de medición, se realizará ajustes en los ángulos de las palas para asegurar que se cumplan con las tolerancias y especificaciones recomendadas. Estos ajustes pueden implicar modificar la orientación de las palas o realizar cambios en los componentes internos de la hélice. Por último, se actualizará los diferentes manuales del banco de pruebas, como son los el manual de operación, el manual de mantenimiento y el manual de seguridad.

Palabras clave: banco de prueba, hélice de la aeronave, ángulos de una hélice.

Abstract

Evaluating propeller angles on a test stand is a crucial process in aviation mechanics. It involves measuring and adjusting the angles of the propeller blades to ensure optimal and safe performance. The process of evaluating propeller angles will begin with a preparation phase, during which the propeller will be thoroughly inspected for damage or wear and to ensure that all components are in proper condition. Once this phase is completed, the propeller will be carefully installed on the test stand specifically designed to simulate flight conditions and allow accurate measurements. The propeller angles will be evaluated according to the technical data in the manufacturer's manual, these are four important operational checks, feathering, fine pitch, high pitch and reverse. This data will be compared to the manufacturer's specifications to determine if adjustments are required. Adjustments and corrections are an essential part of the process. Based on the measurement data, adjustments will be made to the blade angles to ensure that they meet the recommended tolerances and specifications. These adjustments may involve modifying the orientation of the blades or making changes to the internal components of the propeller. Finally, the various test stand manuals will be updated, such as the operation manual, maintenance manual and safety manual.

Key words: test bench, aircraft propeller, propeller angles.

Capítulo I

Planteamiento del problema

Antecedentes

La Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE Sede Latacunga Campus Gral. Rodríguez Lara fue creada en el año 2012 para ofrecer servicios de carácter académico formando profesionales de tercer nivel, especialmente tecnólogos en Mecánica Aeronáutica, al ser un establecimiento certificado bajo el ente regulador de la aviación civil RDAC 147, por lo cual, en la Unidad de Gestión de Tecnología de la carrera de “Tecnología Superior en Mecánica Aeronáutica” en la actualidad tiene a su disposición laboratorios que cuenta con una variedad de bancos de prueba que tiene distintas finalidades, además posee con una variedad de componentes de las aeronaves para la enseñanzas de sus alumnos ya que están altamente calificados para compartir un excelente aprendizaje a los estudiantes, así también cuenta con aeronaves para facilitar el aprendizaje teórico-práctico enseñado dentro de sus instalaciones dichos modelos de las aeronaves:

- CESSNA 150 M
- FAIRCHILD FH-227
- HAWKER SIDELEY

Observando las necesidades presentes con los estudiantes día a día, las mismas que son un obstáculo para poder llevar a cabo sus prácticas en los mantenimientos e inspecciones en las hélices y sus cambios de ángulo, por lo cual una inspección requiere la utilización de equipos que nos garantizan la operatividad y confiabilidad. Además las necesidades que poseen los alumnos al momento de realizar tareas tan fundamentales en las hélices que se encuentra en laboratorios de la institución se me ha brindado la oportunidad para poder realizar la habilitación de un banco de prueba para evaluar ángulos de la hélice del avión TWIN OTHER de perteneciente a la Unidad de Gestión Tecnologías ESPE, el mismo equipo que se utilizan

para los estudiantes para que tenga el conocimiento de cómo se ejecuta el cambio de ángulos de las hélices de las aeronaves.

Planteamiento del problema

La carrera de Tecnología Superior en Mecánica Aeronáutica de la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE Sede Latacunga, cuenta con distintos laboratorios y aeronaves que son utilizadas para realizar prácticas de mantenimiento en los laboratorios por los estudiantes, por eso la elaboración de este proyecto surge por la falta del funcionamiento de bancos de prueba y equipos que se encuentra en los laboratorios.

Por este motivo es necesario que sea habilitado o funcionen estos bancos de prueba para evaluar ángulos de la hélice, para que los estudiantes de la materia de Hélices y Rotores puedan poner en práctica los conocimientos adquiridos en clases al momento de realizar la práctica de mantenimiento, además que los alumnos sepan acerca de banco de pruebas para hélices el mismo que servirá para evaluar los límites tolerables que deberán tener los ángulos de una hélice.

Justificación e Importancia

Teniendo en cuenta que la Universidad de Fuerzas Armadas ESPE sede Latacunga es la única escuela de formación de mecánicos aeronáuticos a nivel nacional, surge la decisión de habilitar banco de prueba para evaluar ángulos de la hélice, ya que favorecerá a docentes y alumnos logrando demostrar su destreza práctica en tareas de mantenimiento.

Con el desenvolvimiento de este presente proyecto para el rendimiento de los estudiantes de la carrera de Tecnología Superior en Mecánica Aeronáutica como método didáctico de enseñanza dentro del ámbito estudiantil, debido a que en quinto nivel de carrera se dicta la asignatura "Hélices y rotores", se reforzar así el conocimiento teórico con la actividad práctica y el uso didáctico que facilitará el equipo de pruebas, además ayudará a los alumnos de las promociones venideras entiendan en forma práctica los conocimientos impartidos en las aulas.

Objetivos

Objetivo general

Realizar la habilitar el banco de prueba para evaluar ángulos de la hélice del avión TWIN OTHER mediante la información técnica adquirida en los laboratorios de Mecánica Aeronáutica

Objetivos específicos

- Recopilar información técnica del banco de prueba para evaluar ángulos de la hélice.
- Realizar una inspección visual detallada de banco prueba para evaluar los ángulos de la hélice, en busca fallas que se puede presentar en dicho banco de prueba.
- Detallar los cambios y reparaciones necesarias que se realizara en el banco prueba para evaluar los ángulos de la hélice.
- Calibración del manómetro del banco de prueba para evaluar los ángulos de la hélice.
- Verificar los parámetros de operaciones de banco de prueba para evaluar los ángulos de la hélice

Alcance

Este presente proyecto se tratará del proceso de habilitación de un banco de prueba para evaluar ángulos de la hélice del avión TWIN OTHER que se encuentra en los laboratorios de mecánica aeronáutica, lo cual, para brindar en forma técnica, práctica e demostrativo de los conocimientos transmitidos en clases principalmente en la asignatura de Hélices y Rotores y así se permitirá al desarrollo de habilidades y destrezas de los estudiantes de la carrera de mecánica aeronáutica.

Capítulo II

Marco teórico

Universidad de las Fuerzas Armadas Sede Latacunga

La Universidad de las Fuerzas Armadas – ESPE, es considerada una de las más emblemáticas del país por su constante innovación y aporte al desarrollo productivo del Ecuador, es por ello que oferta en tercer nivel carreras técnicas, humanas y administrativas, en sus diferentes campus (ESPE, 2023a).

El perfil de egreso de nuestros estudiantes se basa en una formación integral, con sólidos principios, con capacidad de liderazgo, pensamiento crítico y alta conciencia ciudadana, a fin de que sean capaces de generar y aplicar el conocimiento, y convirtiéndolos en profesiones competitivos y demandados en el mercado laboral. Dentro de la formación de Grado contamos con carreras modalidad presencial, en las cuales el estudiante desarrolla su proceso de aprendizaje en un entorno grupal y asistido por los docentes quienes explican, aclaran, comunican ideas y experiencias dentro del proceso de enseñanza-aprendizaje y docente-educativo en la misma dimensión espacio-temporal (ESPE, 2023a).

Figura 1

Campus Guillermo Rodríguez Lara, sede Latacunga



Nota. Campus Guillermo Rodríguez Lara, sede Latacunga. Tomada de (espe-el.espe.edu.ec)

Tecnología Superior en Mecánica Aeronáutica

La Carrera de Tecnología Superior en Mecánica Aeronáutica tiene como objeto, formar profesionales en el campo aeronáutico, para contribuir al desarrollo de la matriz de servicios a nivel nacional e internacional, mediante el desarrollo de competencias, legales que regulan la actividad aeronáutica, para el mantenimiento y reparación de las aeronaves, para la operación de los sistemas para mantener la aeronavegabilidad en condiciones de vuelo de las aeronaves, que le permitan desempeñarse en el campo laboral de forma óptima y segura, acorde con normas y estándares nacionales e internacionales (ESPE, 2023b).

Figura 2

Logo representativo de la carrera de TMER



Nota. Logo representativo de la carrera de Tecnología Superior en Mecánica Aeronáutica.

Tomada de (<https://aeronautica-ugt.espe.edu.ec/descripcion/>)

La carrera en Tecnología Superior en Mecánica Aeronáutica se define como una profesión altamente competitiva y de actualización continua, que va de la mano con el desarrollo tecnológico de la aeronáutica mundial, orientada a la formación del personal técnico que labora en el campo del mantenimiento aeronáutico. En aviación, una falla, sea de índole: humano, mecánico o electrónico, no brinda una segunda oportunidad; en tal razón, el personal

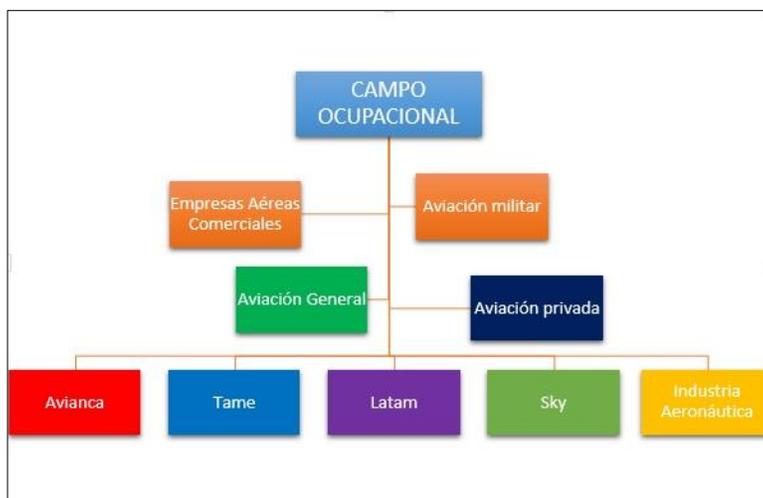
que labora en el área de mantenimiento aeronáutico debe ser altamente capacitado, calificado y cualificado (ESPE, 2022).

Por esta razón es necesario formar profesionales con competencias laborales, para poder ocupar los diferentes cargos que se generan en el campo aeronáutico, de tal forma que, un técnico que no posea la licencia otorgada por esta autoridad, no podrá ejercer profesionalmente dentro del mantenimiento aeronáutico, conforme a lo dispuesto en la RDAC 043, “únicamente el poseedor de una licencia podrá efectuar el mantenimiento de una aeronave”; para lo cual en la RDAC 065 estipula que el requisito de formación del personal de mantenimiento deberá ser avalado por un Centro de Instrucción de Aeronáutica Civil (CIAC); y estar Certificado y reconocido bajo los lineamientos descritos en RDAC 147 (ESPE, 2022).

Bajo estas consideraciones la creación de la carrera de Tecnología Superior en Mecánica Aeronáutica permite que las compañías de aviación mayor o menor, cuenten con personal profesional capacitado de nivel tecnológico, certificado y habilitado por la Autoridad de Aviación Civil del Ecuador (ESPE, 2022).

Figura 3

Campo ocupacional



Nota. Campo Ocupacional. Tomada de (<https://aeronautica-ugt.espe.edu.ec>)

Laboratorios de la carrera

El Departamento de Ciencias de la Energía y Mecánica cuenta con laboratorios que se encuentran al servicio de la comunidad universitaria de la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE(ESPE, 2022).

Las aeronaves y el simulador contribuyen con la formación práctica en sistemas moto propulsores y sus sistemas conexos; fuentes de energía mecánica, hidráulica, eléctrica y electrónica: instrumento de a bordo y sistemas de presentación visual; sistemas de mando de aeronaves; sistemas de navegación y comunicación de a bordo, incluyendo los métodos y procedimientos para efectuar la revisión general, reparación, inspección, sustitución, modificación o rectificación de defectos de las estructuras, componentes y sistemas de aeronave, de conformidad con los métodos prescritos en los manuales de mantenimiento y demás documentación técnica emitida por el fabricante (ESPE, 2022).

Figura 4

Talleres de la carrera TMER



Nota. Talleres de la carrera de Tecnología Superior en Mecánica Aeronáutica.

Aeronave Twin Other

La Fuerza Aérea Ecuatoriana en su búsqueda por impulsar la aviación en el Ecuador y complementar aún más su flota de aeronaves, en el año de 1974 encargó a la fábrica Canadiense Havilland Aircraft Company la construcción de 3 aviones Twin Otter del tipo DHC-6 de la serie 300, los cuales posteriormente tomarían los nombres de Twin Otter FAE No. 453, FAE No. 457 y FAE No. 446 (FAE, 2023).

Estos equipos de vuelo de color blanco con una franja de color azul que pasaba horizontalmente por todo el fuselaje de la aeronave, representan con honor el color identificativo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana. Para el 28 de abril de 1975, dos de los tres aviones arribaron a territorio ecuatoriano, el FAE No. 453, y FAE No. 457 mientras que el FAE 446 llegó al país el 15 de julio de 1975. Los primeros pilotos de estas aeronaves fueron los capitanes Juan Liger, Carlos Puga, Oscar Ayala, Carlos Espinel y Víctor Chávez. Desde ese entonces este equipo de vuelo se ha empleado para cumplir la misión de transporte aéreo y apoyo al desarrollo; además desde su adquisición decenas de pilotos se han formado en esta aeronave para servir a su Patria (FAE, 2023).

Figura 5

Aeronave Twin Otter



Nota. Aeronave Twin Otter. Tomada de (<https://www.fae.mil.ec>)

Estas aeronaves de origen canadiense representaron para la Fuerza Aérea Ecuatoriana un gran avance tecnológico y de instrumentos, ya que son equipos de transporte que cuentan con espacio de 13 a 20 pasajeros, dos turbohélices Pratt & Whitney Canadá PT6A-27 de 652 hp (486 Kw) de potencia unitaria, las cuales permiten un desempeño eficiente durante las operaciones militares, además alcanzan una velocidad de 340 Km/h (182 nudos) a 3000 metros de altura y soportan un total de 1130 Kg de carga. La tripulación que se emplea en las misiones de vuelo de esta aeronave cuenta con un piloto, copiloto, mecánico y puede llevar hasta 19 pasajeros (FAE, 2023).

Actualmente la FAE cuenta con tres equipos de vuelo y operan desde el Ala de Transportes Nro. 11 ubicada en la ciudad de Latacunga. El Twin Otter desde su llegada hasta la fecha actual ha servido y apoyado al país en diferentes eventos de emergencia nacional tales como: el Conflicto de Paquisha de 1981 (22 de enero – 1 de febrero), Conflicto del Alto Cenepa de 1995 (22 de enero – 28 de febrero), Alerta del Volcán Cotopaxi año 2015, terremoto 16 de Abril de 2016, vuelos de acción cívica en todo el país, emergencias sanitarias, decreto de estado de excepción por pandemia COVID-19, misiones de reconocimiento aéreo, ejercicio Andes III Ecuador – Colombia, entre otras (FAE, 2023).

Es por esto que el equipo de vuelo Twin Otter representa el arduo trabajo institucional, el apoyo a la ciudadanía y el compromiso ferviente del personal que labora directamente con este avión y de toda la institución, al realizar misiones de ayuda humanitaria, transporte de personal y carga cuando se ha requerido y transporte sanitario (FAE, 2023).

Estas acciones las realizan a través de los programas de apoyo al desarrollo: Alas para la Integración, Alas para la Alegría, Alas para la Salud y Alas para la Educación, los cuales se realizan sobre todo en comunidades en estado de vulnerabilidad y que se encuentran ubicadas en zonas de difícil acceso terrestre, que no cuentan con servicios esenciales como salud, educación, espacios de esparcimiento, entre otros (FAE, 2023).

Figura 6*Aeronave Twin Otter-Fuerza Aérea Ecuatoriana*

Nota. Aeronave Twin Otter-Fuerza Aérea Ecuatoriana. Tomada de (<https://www.fae.mil.ec>)

La DIAF en su constante contribución al desarrollo de la industria aeronáutica nacional, tanto civil como militar, ha venido realizando una serie de trabajos técnicos para las aeronaves Twin Otter que posee la Fuerza Aérea Ecuatoriana, desde soldadura, apoyo técnico, servicios de aviónica, e incluso inspecciones no destructivas. Todas estas tareas en su conjunto han aportado a que la Fuerza Aérea mantenga y aumente su capacidad operativa (DIAF, 2019).

Adicionalmente el hito más relevante durante el año en curso es la reparación estructural para la recuperación de la aeronave Twin Otter FAE-452, que implicó una serie de actividades como: remoción e instalación tanto de motores como ala, peso y balance, ingeniería, inspecciones NDT y pruebas operacionales y funcionales. Una vez finalizada la reparación la aeronave fue entregada 100% operativa al Ala de Transportes No. 11, con un trabajo de calidad garantizada al servicio de todos los ecuatorianos (DIAF, 2019).

El DHC-6 Twin Otter, fabricado por The de Havilland Aircraft of Canada Limited, es un monoplano de ala alta totalmente metálico, propulsado por dos motores Pratt and Whitney PT6A-20 que accionan hélices Hartzell de velocidad constante y reversible. Pratt and Whitney

PT6A-20 que impulsan hélices Hartzell de velocidad constante, reversibles y totalmente emplumadas (Gaón E, 2017).

El avión está diseñado para el transporte de pasajeros o carga general, y está provisto de un tren de aterrizaje triciclo fijo con rueda de morro dirigible, o puede equiparse con flotadores o esquís (Gaón E, 2017).

EL avión Twin Otter de perfil alar alto, suministrado de dos motores (bimotor), dichos motores son turbopropulsores de turbina libre de la compañía Pratt & Whitney PT6 fabricado por United Aircraft of Canadá. Este avión bimotor consta de un tren de aterrizaje triciclo fijo, sus habilidades STOL y su relativamente alta tasa de ascenso lo han convertido en un exitoso avión de carga, de pasajeros regionales y de evacuación médica (Gaón E, 2017).

Figura 7

Avión Twin Otter



Nota. Avión Twin Otter. Tomada de (<https://www.fae.mil.ec>)

Ubicación de las estaciones del fuselaje

El diagrama de estaciones la ubicación de los miembros estructurales de la aeronave en pulgadas desde tres fuentes de referencia, cada una designada como estación O (Viking, 2018).

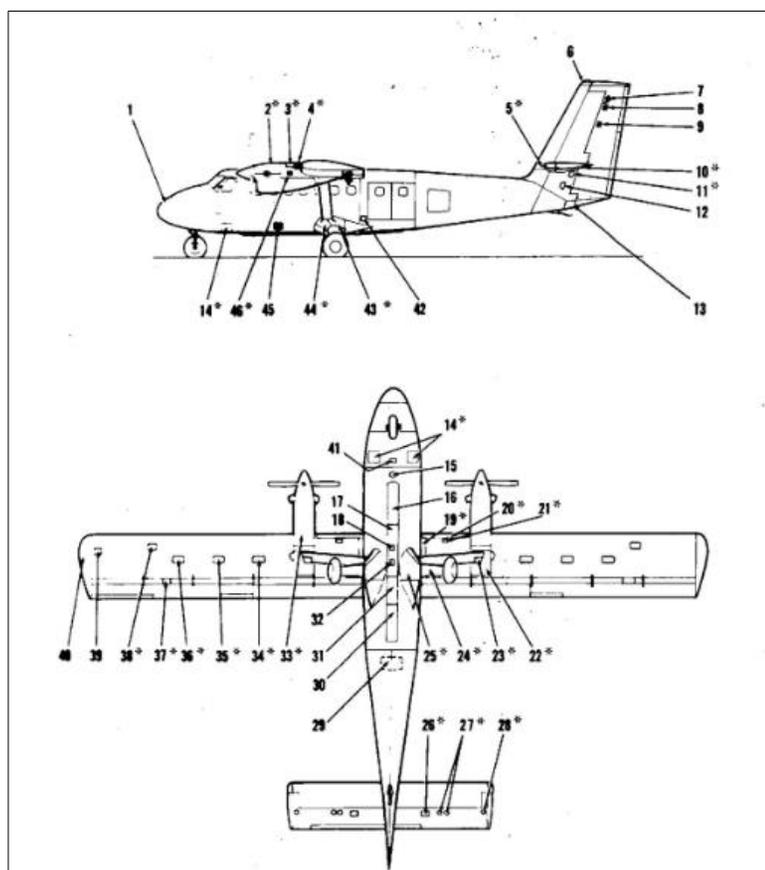
La estación O del fuselaje está a 60,00 pulgadas por delante del mamparo frontal del compartimiento de vuelo, la estación O del ala, estabilizador horizontal y elevador es la línea central de la aeronave; y la estación O del estabilizador vertical y timón es la línea de referencia de la aeronave (Viking, 2018).

Disposiciones de acceso e inspección

Se indican los paneles y puertas desmontables necesarios para acceder al equipo con fines de inspección y mantenimiento. La tapicería interior es desmontable en todos los lugares donde es necesario el acceso para el mantenimiento (Viking, 2018).

Figura 8

Acceso e inspección



Dimensiones del avión

Tabla 1

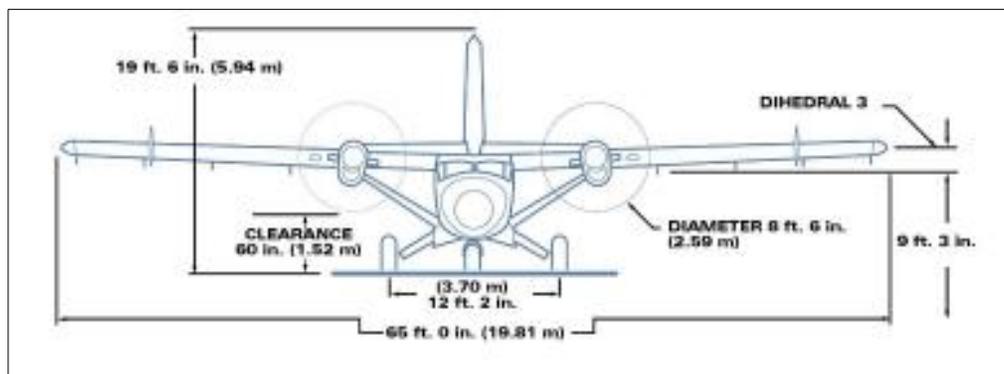
Dimensiones de la aeronave

Dimensiones de la aeronave	
Altura total	19 pies y 6 pulgadas (5,94 m)
Longitud total	51 pies y 9 pulgadas (15,77 m)
Envergadura	
Envergadura de cola horizontal	65 ft. 0 in (19,81 m) 20 ft. 8 in (6,29 m)
Dimensiones de la cabina	
Longitud	5,61 m (18 pies y 5 pulgadas)
Altura	1,50 m (4 ft. 11 in)
Anchura	1,75 m (5 ft. 9 in)
Puertas de cabina laterales izquierdas	50 in x 56 in (1,27 m x 1,42 m)
Puerta de cabina lateral derecha	30 in x 45 in (0,76 m x 1,16 m)

Nota. Esta tabla muestra las dimensiones de la aeronave.

Figura 9

Dimensiones de la aeronave



Sistemas de la aeronave

Controles de vuelo

Los mandos de vuelo se accionan de forma convencional mediante sistemas de poleas y cables, así como mediante enlaces mecánicos a través de una columna de control, una rueda de control y pedales de timón. La columna de control tiene una configuración de doble y situada en la línea central de la aeronave con una rueda de control pivotada en el extremo superior de cada brazo (Viking, 2018).

Los alerones bajan con los flaps del ala y su grado de movimiento, incluido el grado de movimiento diferencial, aumenta proporcionalmente con la deflexión de los flaps. Los alerones se mueven diferencialmente en cualquier posición de los flaps (Viking, 2018).

El elevador izquierdo, el timón y el alerón izquierdo están equipados con flaps ajustables en vuelo, y el elevador derecho con un flap interconectado con los flaps. En cada alerón y en el timón hay instalada una lengüeta dentada (Viking, 2018).

Figura 10

DHC-6-300M



Nota. DCH-6-300M. Tomada de (<https://www.baesystems.com>)

Sistema eléctrico

El sistema eléctrico es de 28 voltios, corriente continua, instalación de un solo cable con el fuselaje utilizado como tierra de retorno. La aeronave funciona totalmente con 28 voltios. No hay inversores ni fusibles (Viking, 2018).

La corriente continua primaria es suministrada por dos generadores de arranque accionados por el motor. La energía se suministra a través de la batería cuando los generadores no están operativos. La energía eléctrica se distribuye a través de un sistema de bus múltiple que consta de bus izquierdo, derecho, de batería caliente y de batería/alimentación externa (Viking, 2018).

En el lado izquierdo del fuselaje, a popa de las puertas de carga, hay un receptáculo de alimentación externa cubierto por un panel de acceso accionado por resorte (Viking, 2018).

Sistema de luces

A excepción de las luces de aterrizaje, que son de descarga de alta intensidad (xenón), y de las luces de inspección de las alas, que son incandescentes, toda la iluminación interior y exterior se realiza mediante conjuntos de LED (diodos emisores de luz). Todas las lámparas LED son de "alta fiabilidad" (Viking, 2018).

Sistema de combustible

El combustible se encuentra en los depósitos del fuselaje delantero y trasero, situados en la parte inferior del fuselaje, debajo del suelo de la cabina. En el lado izquierdo del fuselaje hay una boca de llenado y un tapón para cada depósito. Cada depósito consta de cuatro celdas de goma flexible interconectadas, una de las cuales es una celda colectora a la que se transfiere el combustible de las otras celdas a través de un eyector accionado por una bomba de sobrealimentación (Viking, 2018).

El combustible se suministra a los motores mediante bombas de sobrealimentación. Protección contra el hielo y la lluvia Se ha instalado un sistema limpiaparabrisas para proteger el parabrisas del hielo y la lluvia. En el capó inferior de cada motor hay instalados un deflector

y un difusor de admisión del motor para evitar la entrada de nieve y hielo en la cámara del pleno del motor (Viking, 2018).

Sistema de calefacción y ventilación

El sistema de calefacción y ventilación utiliza aire de purga de los motores y aire de ariete de una toma de pala en el fuselaje para proporcionar aire caliente, de ariete o mezclado para mantener las temperaturas adecuadas en la cabina y el compartimento de vuelo (Viking, 2018).

El aire caliente circula a través de conductos situados bajo el suelo hasta las salidas situadas en la base de cada pared de la cabina y en el suelo del compartimento de vuelo. Dos conductos, uno para cada lado del parabrisas, llevan el aire caliente a las salidas de desempañado del parabrisas. Los mismos conductos también hacen circular aire de refrigeración o una mezcla de aire caliente y aire de refrigeración en la cabina y el compartimento de vuelo (Viking, 2018).

Dos conductos adicionales, uno para cada lado del compartimento de vuelo, entregan aire de ariete no acondicionado a las rejillas punkah situadas en cada lado exterior del panel de instrumentos. Otros conductos conducen el aire de cola a la cabina a través de las rejillas individuales de los pasajeros situadas en los conductos de las molduras de cada lado de las paredes superiores de la cabina. Se ha instalado un ventilador en el conducto de entrada de aire para la ventilación forzada del aire de ariete cuando se está en tierra (Viking, 2018). Una tercera manguera de suministro conectada a la cámara de admisión de aire fresco suministra aire exterior al compartimento principal de aviónica (Viking, 2018).

Sistema hidráulico

El sistema hidráulico acciona los flaps de las alas, la dirección de las ruedas de morro, los frenos de las ruedas y (si están instalados) los patines de las ruedas. Los principales componentes del sistema son una bomba accionada por un motor eléctrico, una bomba manual de emergencia, un depósito, acumuladores de amortiguación y de freno, actuadores de flaps y

de dirección de la rueda de morro, válvulas de freno y un selector de flaps. Sistema de aviso de pérdida El sistema de aviso de pérdida consta de dos paletas de detección de sustentación e interruptores (que están conectados en paralelo) situados en el borde de ataque del ala izquierda (Viking, 2018).

Sistema de alerones

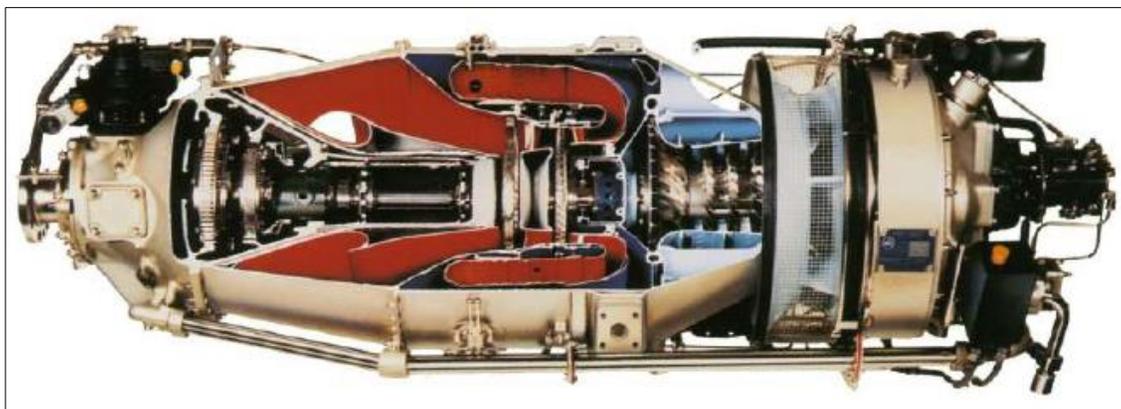
Los alerones consisten en alerones delanteros interiores y exteriores y un alerón de cola interior en cada ala. Cada alerón está unido a su correspondiente alerón delantero exterior. Los alerones se accionan hidráulicamente mediante un actuador en el techo de la cabina a través de un sistema de varillas de empuje y tracción, palancas y manivelas, y pueden seleccionarse a cualquier ajuste deseado dentro de un rango de 0° a 37,5° mediante una palanca selectora de alerones. Una lengüeta de interconexión flap-elevador en el elevador derecho está conectada al sistema de control de flaps y opera simultáneamente con los flaps para compensar el trimado longitudinal (Viking, 2018).

Motores

El avión está equipado con dos motores PT6A-34 de 750 caballos de potencia, con una potencia nominal plana de 620 caballos. Los motores utilizan un sistema de suministro de combustible de una sola línea que alimenta 14 boquillas desde el mismo colector. Se suministran filtros de combustible Purolator. Cada góndola dispone de serie de un anillo pulverizador para el lavado del motor. Los sistemas de detección y extinción de incendios están instalados en ambas góndolas del motor para advertir de un incendio y proporcionar los medios para extinguirlo (Viking, 2018).

Figura 11

Motor PT6A-34



Palancas de combustible del motor

Las palancas de combustible se mueven en ranuras en un cuadrante en la consola superior. El cuadrante lleva la etiqueta FUEL. Cada palanca está conectada a la válvula de cierre de combustible del motor en la unidad de control de combustible (FCU) que controla el suministro de combustible al motor (UNITED TURBINE, n.d.).

El PT6 es un motor de turbina libre y de pequeño tamaño y peso. La relación de compresión del compresor varía de 6.3:1 a 12.0:1 según el modelo de motor. La potencia generada varía de 400 a 1700 SHP también según modelo. El motor utiliza dos secciones de turbina independientes: una es la turbina que mueve el compresor (C/T) y la otra la turbina de potencia (P/T) que a través de la caja reductora mueve la hélice. Esta última es de dos etapas a partir del modelo -41 (UNITED TURBINE, n.d.).

El motor es autosuficiente ya que el sistema de lubricación movido desde la caja de accesorios provee presión de aceite para el torquímetro y potencia para el control del ángulo de la hélice. El aire entra por la parte trasera del motor a través de una cámara anular (inlet case) y desde ahí entra en el compresor. Este consta de tres etapas axiales (cuatro a partir de la serie -65) y de una etapa centrífuga todo ensamblado y formando una unidad integral (UNITED TURBINE, n.d.).

Los álabes en su movimiento rotativo le transmiten al aire energía en forma de velocidad. Detrás de cada rueda de álabes se encuentra una etapa de álabes fijos cuya función es la de transformar esa energía cinética en presión. Cada álabe está diseñado para que en el régimen de potencia se produzca una acumulación de energía sostenida desde la primera etapa a la tercera (o cuarta). La presencia de daños en los álabes por FOD es muy perjudicial para una buena compresión (UNITED TURBINE, n.d.).

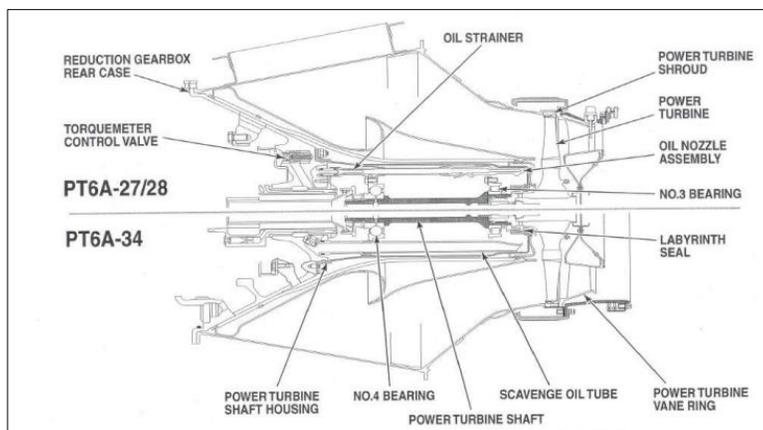
La última etapa de compresión es de tipo centrífuga (impeller) la cual aumenta la velocidad del aire considerablemente. El aire a alta velocidad entra en tubos difusores donde gira 90 grados y se remansa, transformando la velocidad en alta presión. Esta es la presión existente alrededor de la cámara de combustión y llamada P3. La división P3/Pamb es la que nos da la relación de compresión (UNITED TURBINE, n.d.).

La cámara de combustión es de construcción anular, con agujeros de distintos tamaños y configuraciones para obtener: combustión primaria, difusión de temperatura y refrigeración de las paredes de la cámara. El diseño de la cámara consigue, tras la combustión, mantener a través de ella la presión de los gases mientras se expanden y aumenta su temperatura. Los gases en la cámara de combustión y ductos de salida cambian de dirección 180 grados antes de entrar en la turbina (UNITED TURBINE, n.d.).

La posición de la cámara, alrededor de la turbina elimina la necesidad de un eje largo entre el compresor y la turbina del compresor, reduciendo así la longitud del motor y su peso. Idéntico al -27 pero incorporando la sección caliente refrigerada por aire, similar al PT6T-3. 750 SHP a 2200 rpm (UNITED TURBINE, n.d.).

Figura 12

Turbina de potencia



Nota. Turbina de potencia. Tomada de (<https://www.todomecanica.com>)

El combustible se introduce a través de 14 inyectores localizados circunferencialmente. La combustión es continua y para el arranque esta se inicia con dos bujías. Los gases resultantes de la combustión giran 180 grados a través del espacio formado por el conducto de salida grande y el conducto de salida pequeño (large y small exit ducts), entrando en una etapa estator de álabes guía (C/T vane ring) que dirigen y expanden los gases con un ángulo correcto hacia los álabes de la turbina del compresor haciéndola girar, lo cual hace también girar al compresor, reabasteciendo de aire a alta presión la cámara de combustión (UNITED TURBINE, n.d.).

La energía remanente de los gases se termina por extraer en la turbina libre de potencia, la cual a través de una caja reductora de dos etapas planetarias convierte la alta velocidad de la turbina en fuerza de torsión para mover la hélice. Parte integral de la primera etapa reductora es el torquímetro, el cual provee una indicación proporcional de la potencia del motor (UNITED TURBINE, n.d.).

En la serie Twin-Pac la energía de la turbina de potencia se extrae a través de una caja reductora combinada, la cual recibe la potencia de ambas secciones de potencia y la exterioriza

a través de un eje común. La caja combinada reduce a través de engranajes y piñones y en ellos se integra el torquímetro y el embrague (UNITED TURBINE, n.d.).

Los gases salen al exterior a través del conducto de salida (exhaust duct) el cual tiene una o dos ramificaciones, dependiendo del modelo de motor. Estos gases proveen a su salida un empuje adicional de unos 50 kilos debido a su energía remanente. Diseño aerodinámico de los tubos de salida han producido considerable ganancia de velocidad y disminución de los consumos de combustible en algunas instalaciones (UNITED TURBINE, n.d.).

La temperatura usada como referencia en los PT6 es la llamada T5 que se toma de la zona inmediatamente anterior a la turbina de potencia y consta de 8 ó 10 sensores de Cromel/Alumel (termopares) unidos en paralelo a través del "bus bar" y con salida al exterior a través de un cable blindado (wiring harness) con conexión para la instrumentación en la cabina del piloto (UNITED TURBINE, n.d.).

Todos los accesorios, excepto los gobernadores de la hélice y el tacómetro generador de la turbina de potencia, están montados en la caja de accesorios, en la parte trasera del motor. El movimiento lo reciben del compresor a través de un eje que pasa por un tubo cónico por el centro del tanque de aceite. Esta localización hace que el mantenimiento sea más sencillo y que el motor sea más limpio. La serie Twin-Pac tiene en la caja combinada un Torque Control, dos Gobernadores para las turbinas de potencia y dos Tacómetros Generadores para la indicación de ambas revoluciones (UNITED TURBINE, n.d.).

El aceite para la lubricación y enfriamiento de cojinetes y engranajes este contenido en una cámara formada en la parte posterior del inlet case de 2.3 Galones y tiene una varilla de verificación de nivel y un tapón de drenado. En el Twin-Pac el tanque de la sección de potencia es de 1.6 Galones y el de la caja combinada 1.25 Galones. El combustible se provee al motor desde un tanque externo, presurizado por una bomba movida por el motor y regulado por el FCU, unidad reguladora del combustible montada sobre la misma bomba. La serie Twin-Pac tiene un Fuel Control Automático y otro Manual (UNITED TURBINE, n.d.).

Hélices

La hélice es una pieza mecánica, conformada por palas, las cuales se hallan montadas en forma concéntrica a un eje. Este eje, al girar, provoca el giro de las palas, quienes realizan un movimiento rotativo sobre un plano (José Luis R, n.d.).

La hélice Hartzell fue fundada en 1917 por Robert Hartzell la nuez de la hélice de la empresa, es de fabricación americana construida por la casa Hartzell; es una hélice de velocidad constante, hidromática, paso variable, su denominación es HC-B3TN-3D (Gaón E, 2017).

Figura 13

Hélice Hartzell HC-B3TN-3D



Nota. Hélice Hartzell HC-B3TN-3D. Tomada de (<https://propellerpartsmarket.com/hc-b3tn-3dvt10282n/>)

Controles del motor y la hélice

Los controles del motor y la hélice están montados en la consola superior del compartimento de vuelo y constan de palancas de potencia, palancas de la hélice y palancas de combustible del motor. Las dos hélices son Hartzell HC-B3TN-3D, metálicas, de contrapeso, de tres palas, totalmente emplumadas, reversibles y de velocidad regulada. Cada hélice tiene 8 pies y 6 pulgadas (2,6 m) de diámetro y un rango de ángulo de pala de -15°

(totalmente reversible) a $+87^\circ$ (emplumado), y un ajuste de recogida de paso bajo de $+17^\circ$ (Gaón E, 2017).

La palanca de la hélice controla cada una de ellas en el rango de velocidad constante y en el de emplumado a través de un regulador de la hélice situado en la caja reductora de la hélice. La palanca de potencia está conectada al mecanismo de leva de retroceso de la hélice para el control de la hélice en la gama beta ($+17^\circ$ a -15°). Cada sistema de hélice incorpora un regulador de sobre velocidad de la hélice y un sistema automático de emplumado (Gaón E, 2017).

Figura 14

Generalidades de la hélice Hartzell.

GENERALIDADES DE LA HÉLICE HARTZELL HC-B3TN-3D	
HC	Hélice controlable
B	Diseño básico de la hélice
3	Número de palas
T	Raíz de la pala de la hélice
N	Brida de montaje
3	Características específicas de diseño
D	Modificaciones menores

Nota. Generalidades de la hélice Hartzell. Tomada de

(<https://repositorio.espe.edu.ec/bitstream/21000/27803/1/M-ESPEL-CMA-0472.pdf>)

Los controles del motor y la hélice están montados en la consola superior del compartimento de vuelo y constan de palancas de potencia, palancas de la hélice y palancas de combustible del motor.

Figura 15*Conjunto de hélice Hartzell de 3 palas*

Nota. Conjunto de hélice Hartzell de 3 palas. Tomada de (<https://baspartsales.com>)

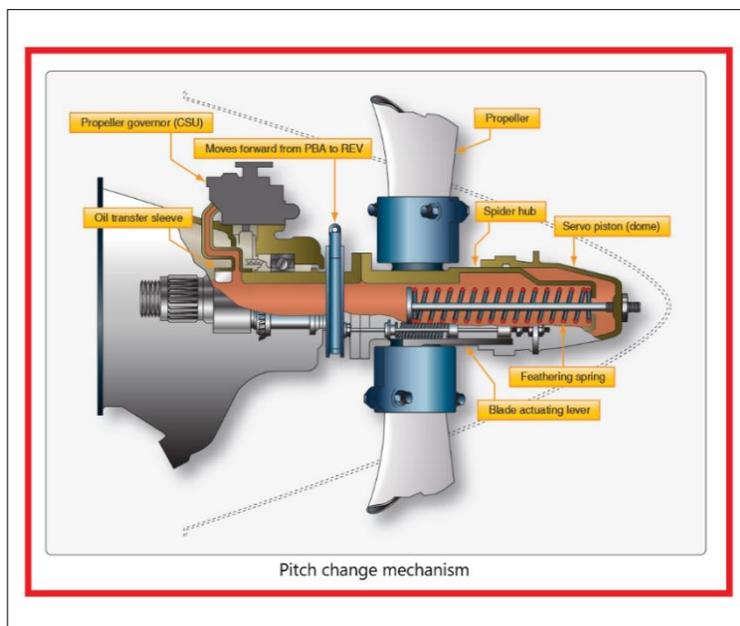
El sistema de hélice PT6 Hartzell incorpora hélices de tres, cuatro o seis palas hechas de aluminio o materiales compuestos. Es un sistema de hélice inversora de velocidad constante, en bandera, que utiliza un gobernador de acción simple (Aprendamos aviación, 2019).

El aceite del regulador de la hélice alimenta el eje de la hélice y el pistón del servo a través del manguito de transferencia de aceite montado en el eje de la hélice. A medida que aumenta la presión del aceite, el servopistón se empuja hacia adelante y el resorte de pluma se comprime (Aprendamos aviación, 2019).

El movimiento del servopistón se transmite a los collares de las palas de la hélice a través de un sistema de palancas. Cuando la presión del aceite disminuye, el resorte de retorno y los contrapesos expulsan el aceite del pistón del servo y cambian el paso de las palas a una posición de paso alto. Un aumento en la presión del aceite impulsa las palas hacia un paso bajo (Aprendamos aviación, 2019).

Figura 16

Mecanismo de cambio de paso



Nota. Mecanismo de cambio de paso. Tomada de (<https://www.aprendamos-aviacion.com>)

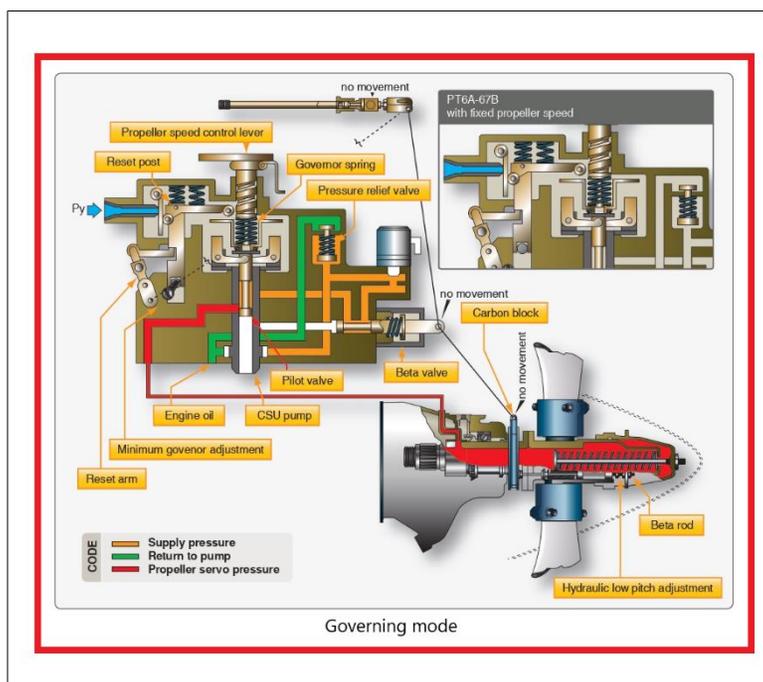
El aceite de motor se suministra al gobernador desde el suministro de aceite de motor. Una bomba de engranajes, montada en la base del gobernador, aumenta el flujo de aceite que va a la válvula de alivio de la unidad de velocidad constante (CSU). Cuando la presión de aceite alcanza el nivel deseado, la válvula de alivio se abre para mantener la presión de aceite del gobernador. Cuando se alcanza la velocidad seleccionada por el piloto, la fuerza del contrapeso es igual a la tensión del resorte del deslizador. Los contrapesos del gobernador están entonces en velocidad. Cuando se aumenta la potencia de salida del motor, las turbinas de potencia tienden a aumentar la velocidad (Aprendamos aviación, 2019).

Los contrapesos en la CSU detectan esta aceleración y los contrapesos entran en una condición de sobre velocidad debido al aumento de la fuerza centrífuga. Esta fuerza hace que la válvula de control se mueva hacia arriba y restrinja el flujo de aceite al domo de la hélice. El resorte flotante aumenta el paso de la hélice para mantener la velocidad seleccionada (Aprendamos aviación, 2019).

La reducción de la potencia provoca una sub velocidad de los contrapesos, un movimiento hacia abajo de la válvula de control, más aceite en el domo de la hélice, lo que da como resultado un paso más bajo para controlar la velocidad de la hélice. El gobernador de la hélice alberga una bobina electromagnética, que se utiliza para igualar los rpm de ambas hélices durante el crucero. Una unidad de sincrofasador suministrada por la aeronave controla esta función (Aprendamos aviación, 2019).

Figura 17

Modalidad de gobernador



Nota. Modalidad de gobernador. Tomada de (<https://www.aprendamos-aviacion.com>)

A baja potencia, los contrapesos de la hélice y el regulador no giran lo suficientemente rápido como para comprimir el resorte del acelerador. En esta condición, la válvula de control se mueve hacia abajo y el aceite a alta presión empuja el domo hacia adelante moviendo las palas hacia un paso bajo. Cualquier otro movimiento tira de la varilla beta y el anillo deslizante hacia adelante (Aprendamos aviación, 2019).

El movimiento de avance del anillo colector se transmite a la válvula beta a través de la palanca beta y el bloque de carbono. El movimiento hacia adelante de la válvula beta detiene el suministro de aceite a la hélice. Esto evita que los ángulos de las palas sean más bajos. Este es el ángulo de pala principal (PBA) y es el ángulo de pala mínimo permitido para la operación de vuelo. Desde este punto, la hélice está en el modo beta. Si la potencia del motor se reduce cuando la hélice está en el ángulo de pala principal, la velocidad de la hélice disminuye ya que el ángulo de pala no cambia (Aprendamos aviación, 2019).

La válvula solenoide de paso de bloqueo evita que la hélice entre en reversa o por debajo del ángulo de la pala principal en caso de un mal funcionamiento del sistema beta en vuelo. El solenoide es energizado por un interruptor (suministrado por el fuselaje) conectado mecánicamente al varillaje del anillo deslizante de la hélice a través de un segundo bloque de carbono (Aprendamos aviación, 2019).

A medida que la presión de aceite se filtra alrededor del manguito de transferencia de aceite del eje de la hélice, el ángulo de las palas se desplaza lentamente hacia el paso alto. Esto desactiva la válvula solenoide de paso bajo y restablece el suministro de aceite al servo de la hélice. Los ciclos de la válvula solenoide de paso bajo (cerrar/abrir) como respaldo a la función de la válvula beta. Mover la palanca de potencia hacia atrás hace que la leva y el cable de inversión muevan la válvula beta hacia atrás, lo que permite que fluya más aceite hacia la cúpula de la hélice y hace que las palas se muevan hacia el paso inverso (Aprendamos aviación, 2019).

A medida que las palas se mueven hacia atrás, el domo tira del anillo deslizante hacia adelante y mueve la válvula beta hacia afuera, lo que restringe el flujo de aceite. Esto detiene el movimiento de la hoja hacia atrás. Para obtener más empuje inverso, mueva la palanca de potencia más hacia atrás para restablecer la válvula beta hacia adentro y repita el proceso. Mueva el brazo de reinicio en la CSU hacia atrás con la varilla de interconexión al mismo tiempo que el ángulo de la hoja se mueve hacia atrás (Aprendamos aviación, 2019).

Esto hace que la palanca de reinicio y el poste de reinicio se muevan hacia abajo en la CSU, acercando la palanca de reinicio a la copa del resorte del acelerador. A medida que aumenta la velocidad de la hélice debido al aumento de la potencia del motor, los contrapesos del gobernador comienzan a moverse hacia afuera. Dado que la palanca de reinicio está más cerca de la copa del resorte del acelerador, la copa hace contacto con la palanca de reinicio antes de que los contrapesos alcancen normalmente la posición de velocidad (95 por ciento de la velocidad de la hélice en lugar del 100 por ciento) (Aprendamos aviación, 2019).

A medida que la palanca de reinicio es empujada hacia arriba por los contrapesos/copa de resorte del acelerador, el aire Py sale de la unidad de control de combustible (FCU), lo que reduce el flujo de combustible, la potencia del motor y, por lo tanto, la velocidad de la hélice. A la inversa, la velocidad de la hélice permanece un 5 por ciento por debajo de la velocidad de la hélice seleccionada, de modo que la válvula de control permanece completamente abierta y solo la válvula beta controla el flujo de aceite a la cúpula de la hélice (Aprendamos aviación, 2019).

En este modo, la velocidad de la hélice ya no se controla cambiando el ángulo de las palas. Ahora se controla limitando la potencia del motor. Llevar la palanca de la hélice a la posición de bandera hace que la palanca de selección de velocidad en la CSU empuje el émbolo de la válvula de bandera y permite que el aceite del servo de la hélice se descargue en el sumidero de la caja de cambios de reducción (Aprendamos aviación, 2019).

La pérdida de presión en el cubo de la hélice hace que el resorte de bandera y los contrapesos de la hélice bajen la hélice. En caso de sobre velocidad de la hélice no controlada por el regulador de sobre velocidad de la hélice (regulador de aceite), los contrapesos del regulador de la hélice se mueven hacia fuera hasta que la copa del resorte del acelerador hace contacto con la palanca de reinicio (Aprendamos aviación, 2019).

El movimiento de la palanca de reinicio alrededor de su punto de pivote abre el paso de aire Py. Py sangra en la caja de cambios reductora limitando el suministro de combustible al

motor. El limitador de velocidad de aceite alberga un conjunto de contrapesos conectados a una válvula de control que es accionada por un engranaje cónico montado en el eje de la hélice. La fuerza centrífuga del contrapeso actúa contra dos resortes: un resorte de velocidad y un resorte de reinicio (Aprendamos aviación, 2019).

Cuando la velocidad de la hélice alcanza un límite especificado (4 por ciento por encima de la velocidad máxima de la hélice), los contrapesos del gobernador levantan la válvula de control y purgan el aceite del servo de la hélice hacia el sumidero de la caja de cambios de reducción, lo que hace que aumente el ángulo de las palas. Un aumento en el paso de las palas pone más carga en el motor y reduce la velocidad de la hélice. Para probar la unidad, se activa el solenoide de restablecimiento de velocidad y la presión del aceite del servo empuja contra el pistón de restablecimiento para cancelar el efecto del resorte de restablecimiento. Con menos tensión de resorte actuando sobre los contrapesos (Aprendamos aviación, 2019).

En la instalación doble, se monta una segunda válvula solenoide en el regulador de sobre velocidad y se usa junto con el sistema automático de bandera de la aeronave. El sistema se enciende para el despegue y en caso de mal funcionamiento del motor, energiza la válvula solenoide para descargar el aceite del servo de la hélice en el sumidero de la caja de cambios reductora. Los contrapesos de la hélice y el resorte de abanderamiento mueven la hoja rápidamente para abanderarlo (Aprendamos aviación, 2019).

Partes de una hélice

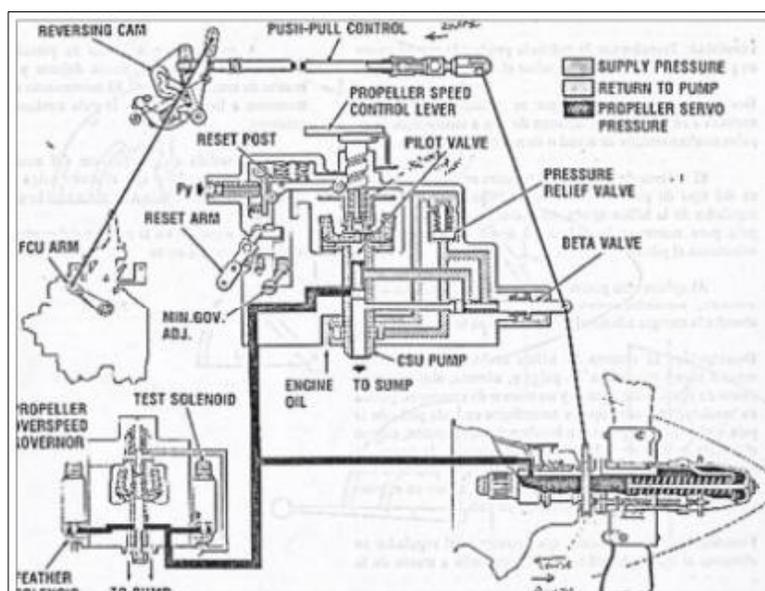
El sistema de hélice que se utiliza en todos los PT6A es del tipo de paso variable de accionamiento único. El regulador de la hélice ajusta, automáticamente, el ángulo de pala para mantener la velocidad de la hélice. Al aplicar más potencia, el ángulo de ataque del alabe aumenta, automáticamente, para permitir que la hélice absorba la energía adicional sin aumentar el impulso (Muñoz Miguel, n.d.).

El sistema de hélice consta de un cubo de estrella hueco que apoya las palas y, además, aloja un tubo piloto de lubricación interno y un resorte de retorno de puesta en

bandera. Los contrapesos centrífugos en cada puño de la pala y el resorte de puesta en bandera del servo pistón, cargan el ángulo de la pala de la hélice hacia la posición de puesta en bandera. En sentido opuesto, el aceite que proviene del regulador de la hélice, tiende a impulsar la hélice en el paso corto o en la posición de ángulo bajo de pala (Gaón E, 2017).

Figura 18

Hélice Hartzell- descripción y operación



Nota. Hélice Hartzell- descripción y operación. Tomada de (<https://www.aprendamos-aviacion.com>)

Palas

La pala de una hélice tiene la misma forma que el ala de un avión, simplemente que es más pequeña y puede girar. La pala está formada por secciones llamadas "secciones de pala" son las infinitas secciones que componen la pala. Estas secciones es un concepto útil en el estudio de la hélice, y hace referencia al perfil que tiene la pala en una posición determinada del radio. La utilidad del término se debe a que la pala cambia continuamente de forma a lo largo de su altura. Las palas de la hélice son fabricadas de acero, aleación de aluminio, madera

laminada y/o materiales compuestos. Las palas de una hélice al girar ocasionan fuerzas de aire de las cuales son en dirección para producir "empuje" (Hidalgo, 2011).

Figura 19

Hélice Hartzell- servicio general



Nota. Hélice Hartzell- Servicio General. Tomada de (<https://www.aircraftpropellerworks.com>)

Cubo

El cubo o buje es la parte central de la hélice, sirve de soporte a la raíz de la pala la cual se empotra y se retiene en el mismo, el cubo se cubre con una caperuza de chapa o de fibra y adquiere así una forma aerodinámica. La mayoría de sus componentes son fabricados de acero, tiene estrías internas que corresponden con las estrías extremas del eje de la hélice y va asegurada a este mediante una tuerca de retención, algunas hélices tienen cubo de una sola pieza, mientras que otras tienen un grupo de piezas llamado barril (Gaón E, 2017).

El cubo, naturalmente, tiene un orificio en el centro para recibir el eje de la hélice. Los tipos más grandes tienen un asiento de cono en cada extremo de este orificio, que se llama generalmente " orificio para el eje de la hélice". Algunos tipos pequeños usan solamente un cono y otros están unidos mediante pernos a un eje de la Hélice con pestaña. Casi todos los

conos que tienen tamaños idénticos son intercambiables entre diferentes marcas de hélices cuyos ejes son similares (Gaón E, 2017).

Figura 20

Cubo de la hélice



Nota. Cubo de la hélice. Tomada de (<https://www.facebook.com>)

Conjunto de cúpula o domo

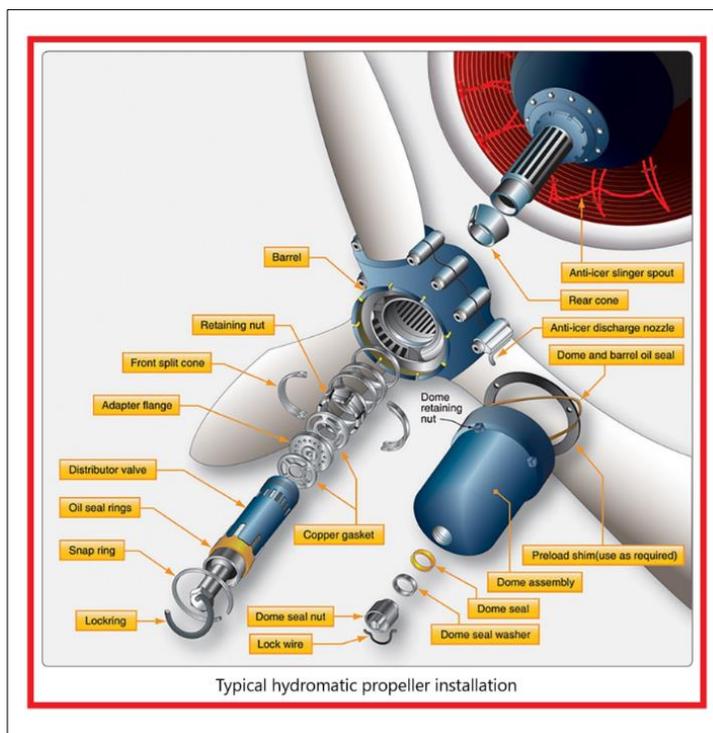
El conjunto del cubo es el mecanismo básico de la hélice. Contiene tanto las palas como los medios mecánicos para mantenerlas en posición. Las cuchillas son sostenidas por la araña y retenidas por el cañón. Cada pala es libre de girar sobre su eje bajo el control del conjunto de la cúpula. El conjunto de la cúpula contiene el mecanismo de cambio de paso de las palas. Sus componentes principales son: leva giratoria (Rotating cam), leva fija (Fixed cam), Pistón (Piston) y Cúpula (Dome shell) (Aprendamos aviación, 2019).

Cuando el conjunto de cúpula está instalado en el cubo de la hélice, la leva fija permanece estacionaria con respecto al cubo. La leva giratoria, que puede girar dentro de la leva fija, engrana con segmentos de engranajes en las palas. El pistón opera dentro de la cubierta del domo y es el mecanismo que convierte la presión del aceite del motor y del

governador en fuerzas que actúan a través de las levas para hacer girar las palas de la hélice (Aprendamos aviación, 2019).

Figura 21

Partes de una hélice



Nota. Partes de una hélice. Tomada de (<https://www.aprendamos-aviacion.com>)

Conjunto de seguro de pasó de la hélice

Es una válvula que controla y asegura el paso fino de vuelo de 17° A 27° grados y el embanderamiento de 87°. En tierra su función es asegurar el paso de bandera y permitir el retorno a Paso fino de tierra 17° grados (Gaón E, 2017).

Barril

El barril se compone de dos elementos los cuales están hechos de acero dentro de lo cual esta lleva ciertos componentes de retención y sujeción formando parte del mismo (Gaón E, 2017).

Ángulos de una hélice

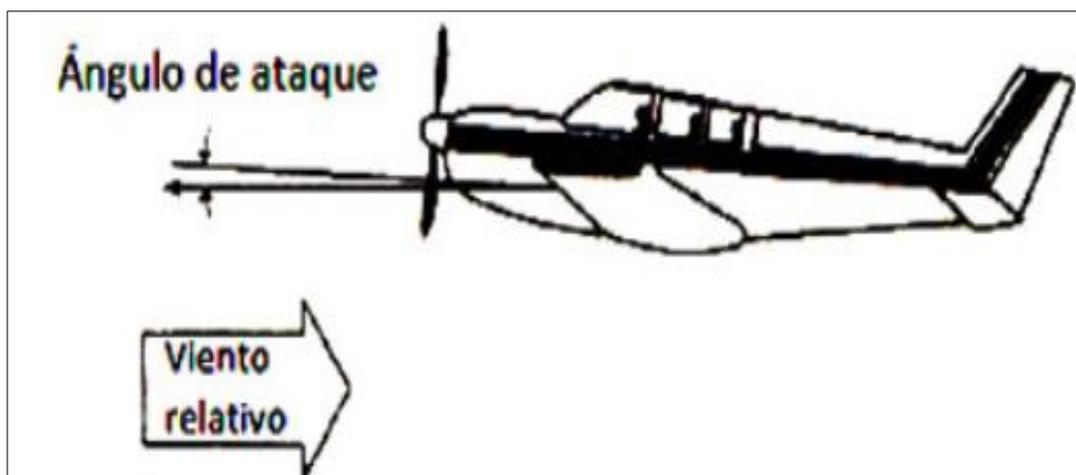
Ángulo de ataque

Es el ángulo que forma la cuerda de la sección de la pala y el viento relativo. El ángulo de ataque especifica el ángulo entre la línea de la cuerda del ala de un avión de ala fija y el vector que representa el movimiento relativo entre la aeronave y la atmósfera. La línea de la cuerda provee uno de los lados que luego forman el ángulo de ataque (Gaón E, 2017).

El otro lado del ángulo se forma por una línea que indica la dirección del viento relativo o la corriente de aire. Por esta razón, el ángulo de ataque se define como el ángulo formado por la línea de la cuerda del ala y el viento relativo (ASOC. PASIÓN POR VOLAR, 2019).

Figura 22

Ángulo de ataque



Nota. Ángulo de ataque. Tomada de (<https://www.pasionporvolar.com>)

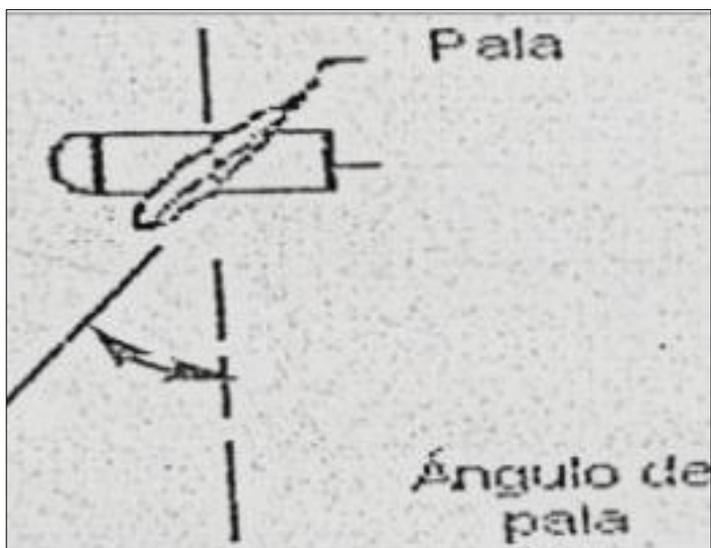
Ángulo de la pala

Se llama ángulo de la pala, paso de la hélice o más habitualmente paso a secas, al ángulo que forma la cuerda de los perfiles de las palas con el plano de rotación de la hélice. Una hélice de paso variable posibilita al piloto ajustar el paso de la hélice a las distintas condiciones de vuelo.

Es el ángulo agudo que forma la cuerda de la sección de la pala con un plano perpendicular al eje de rotación (Gaón E, 2017).

Figura 23

Ángulo de la pala



Nota. Ángulo de la pala. Tomada de (<https://repositorio.espe.edu.ec>)

Lubricación en un banco de pruebas

La lubricación en un banco de pruebas de ángulos de una hélice es esencial por varias razones:

Reducción de fricción y desgaste: La lubricación adecuada entre las superficies móviles de la hélice y sus componentes internos minimiza la fricción y el desgaste. Esto ayuda a prolongar la vida útil de los componentes y a mantener un rendimiento óptimo a lo largo del tiempo. **Disipación de calor:** Durante las pruebas en el banco, la hélice y sus componentes pueden generar calor debido a la fricción y la carga mecánica. Una lubricación adecuada ayuda a disipar este calor, evitando el sobrecalentamiento y el posible daño a las partes internas.

Consistencia en los resultados: La lubricación adecuada garantiza que las mediciones de ángulos de la hélice sean precisas y consistentes. Sin una lubricación adecuada, la fricción no controlada podría alterar los resultados de las pruebas y dar lugar a mediciones incorrectas.

Funcionamiento suave: La lubricación adecuada asegura un funcionamiento suave y libre de vibraciones durante las pruebas. Esto es esencial para obtener datos precisos sobre el comportamiento de la hélice en diferentes configuraciones de ángulo.

Seguridad: Una lubricación insuficiente podría dar lugar a un funcionamiento deficiente de la hélice durante las pruebas, lo que podría resultar en situaciones inseguras. Una lubricación adecuada ayuda a prevenir fallos y a garantizar la seguridad del personal y del equipo. **Eficiencia y rendimiento:** Una hélice bien lubricada funcionará de manera más eficiente, lo que es crucial para obtener datos precisos sobre su rendimiento en diferentes condiciones. Esto es especialmente importante en la industria de la aviación, donde la eficiencia y el rendimiento son prioritarios.

Aero Shell Grease 14

La grasa mineral MIL-G-25537C, también conocida como Aero Shell Grease 14, es un tipo de grasa lubricante utilizada en aplicaciones de aviación y aeroespaciales. Esta grasa se utiliza comúnmente en rodamientos, cojinetes y otras áreas donde se requiere una lubricación de alta calidad en condiciones exigentes.

Figura 24

Grasa Aero Shell 14



Características y propiedades

La composición de la Aero Shell Grease 14, es una grasa mineral que generalmente está compuesta por aceites minerales refinados y espesantes de litio, lo que le confiere una buena estabilidad química y térmica. El rango de temperatura de esta grasa es conocido por su amplio rango de temperatura de funcionamiento. Puede operar de manera efectiva en temperaturas que van desde -73°C (-100°F) hasta aproximadamente 149°C (300°F).

La estabilidad a la oxidación de la grasa Aeroshell Grease 14 posee una buena estabilidad a la oxidación y resiste la formación de depósitos y lodos incluso en condiciones de alta temperatura y uso prolongado. En cuanto a la protección contra la corrosión, esta grasa ofrece protección contra la corrosión y la herrumbre, lo que es importante en entornos aeroespaciales donde las piezas y componentes pueden estar expuestos a la humedad y condiciones adversas.

La resistencia al agua es crucial para prevenir la degradación de la lubricación en condiciones húmedas. Se utiliza comúnmente en aplicaciones aeroespaciales, incluyendo rodamientos, cojinetes, articulaciones y áreas donde se requiere una lubricación de alta calidad y rendimiento bajo condiciones variables.

Certificación y cumplimiento

La Aero Shell Grease 14 cumple con las especificaciones militares MIL-G-25537C, lo que garantiza su calidad y adecuación para su uso en aplicaciones aeroespaciales. Es importante seguir las recomendaciones y pautas de aplicación del fabricante para garantizar un uso seguro y eficiente.

Aceite Turbo Oil 2380

El aceite Turbo Oil 2380 es un lubricante de alta calidad utilizado en aplicaciones de aviación, particularmente en motores de turbina y sistemas de engranajes en aeronaves. Diseñado para soportar las condiciones extremas y exigentes del entorno aeroespacial, el Turbo Oil 2380 juega un papel esencial en el mantenimiento del rendimiento y la confiabilidad

de los componentes mecánicos críticos de las aeronaves, como las hélices. A continuación, te proporciono más detalles sobre el aceite Turbo Oil 2380.

Características y propiedades

El Turbo Oil 2380 está formulado para proporcionar una lubricación eficiente y duradera en sistemas de turbina y engranajes, ayudando a reducir la fricción y el desgaste. Este aceite es capaz de funcionar de manera efectiva en un amplio rango de temperaturas, lo que es crucial en las condiciones variables a las que se someten las aeronaves durante el vuelo y en tierra.

El Turbo Oil 2380 exhibe una excelente resistencia a la oxidación y la degradación química, lo que prolonga su vida útil y mantiene su rendimiento en condiciones operativas desafiantes. El aceite ayuda a prevenir la corrosión y el deterioro de los componentes metálicos, lo que es especialmente importante en entornos aeroespaciales donde las partes están expuestas a la humedad y condiciones adversas. El Turbo Oil 2380 está formulado para minimizar la formación de depósitos y lodos en sistemas críticos, lo que contribuye a un funcionamiento más limpio y eficiente.

El Turbo Oil 2380 se utiliza en una variedad de aplicaciones en aeronaves, incluidos motores de turbina y sistemas de engranajes. Además de motores, este aceite también puede ser empleado en sistemas hidráulicos y otros componentes mecánicos que requieran una lubricación de alto rendimiento.

En las hélices de las aeronaves, el Turbo Oil 2380 puede ser utilizado en sistemas de engranajes y rodamientos para garantizar un funcionamiento suave y confiable. Su capacidad para resistir temperaturas extremas y proporcionar una lubricación efectiva ayuda a mantener el rendimiento y la seguridad de las hélices durante las diversas fases de vuelo y operación.

Embanderamiento de la hélice

El proceso de embanderamiento de una hélice de un motor de avión se refiere a la acción de equilibrar la hélice para reducir las vibraciones y asegurar un funcionamiento suave y eficiente. Las vibraciones en una hélice pueden afectar negativamente el rendimiento del avión y, en casos extremos, pueden llevar a daños en los componentes. El embanderamiento es una técnica importante en la mecánica de aviación que se realiza durante el mantenimiento y la puesta a punto de la aeronave.

Figura 25

Hélice en bandera



Nota. Hélice en bandera. Tomada de: (<https://es.wikipedia.org>)

El embanderamiento es esencial para mantener la integridad estructural de la hélice y para garantizar un funcionamiento seguro y eficiente de la aeronave. Es importante realizar este proceso con precisión, ya que un equilibrio inadecuado puede afectar la seguridad de la operación y la vida útil de los componentes. En la mayoría de los casos, este proceso es llevado a cabo por técnicos y mecánicos especializados en mantenimiento de aeronaves.

Capítulo III

Desarrollo del tema

Descripción general

Este capítulo se describe paso a paso todos los procedimientos para realizar la Habilitación del banco de prueba, para evaluar ángulos de la hélice del avión Twin Other. Todas las tareas de mantenimiento que se detallan, se realizaron de acuerdo a un manual de mantenimiento de la hélice Hartzell y procedimientos guías de trabajos de titulación anteriores. Hay Manuales adicionales disponibles que se muestran en Anexos para los procedimientos de overhaul y especificaciones para la hélice.

La rehabilitación de un banco de pruebas para evaluar los ángulos de las hélices Hartzell, implica varios pasos clave para asegurarse de que el equipo esté en óptimas condiciones y pueda realizar mediciones precisas de los ángulos de las hélices. Este proceso es esencial para garantizar un funcionamiento seguro y eficiente de las aeronaves equipadas con estas hélices. A continuación, se describe un resumen de los pasos involucrados:

Inspección visual inicial: Se iniciará con una inspección exhaustiva del banco de prueba y sus componentes. Se verificará que todas las partes estén en buen estado y que no haya daños visibles. Si se encuentran problemas, se deben abordar antes de proceder.

Desmontaje y limpieza: Se desmontarán las partes móviles y los componentes del banco de prueba. Se realizará una limpieza minuciosa para eliminar cualquier residuo o contaminante que pueda afectar la precisión de las mediciones.

Calibración del equipo: Se calibrarán los tensores, digital protector, manómetros para determinar los ángulos de las hélices. La calibración garantiza la precisión de las lecturas durante las pruebas.

Reemplazo de componentes: Si se encuentran componentes desgastados o dañados durante la inspección, se reemplazarán por nuevas para garantizar el funcionamiento adecuado del banco de prueba.

Mantenimiento del sistema de presión: Se verificará y, si es necesario, se realizará el mantenimiento del sistema del banco de prueba. Esto incluye la revisión de bombas, válvulas y mangueras para asegurarse de que el fluido circule de manera eficiente y segura.

Pruebas de funcionamiento: Una vez que se han realizado todas las reparaciones y el mantenimiento necesario, se realizarán pruebas de funcionamiento en el banco de prueba. Se verifican todos los movimientos y ajustes para asegurarse de que el equipo esté operando correctamente.

Comprobación final: Se realizará una comprobación final de todo el equipo para asegurarse de que estén proporcionando mediciones precisas de los ángulos de las hélices.

Verificación y documentación: Una vez completado el proceso de rehabilitación, se realizarán verificaciones exhaustivas para asegurarse de que el banco de prueba esté listo para su uso. Se generará documentación detallada de todo el proceso, incluidas las reparaciones, calibraciones y pruebas realizadas.

Elaboración de manuales: Una vez completos los pasos anteriores, el banco de prueba rehabilitado estará listo, para poder ser usado. Por ende, se realizará los manuales de operación, mantenimiento y seguridad del equipo.

Inspección visual inicial

Una inspección visual inicial es una evaluación visual básica que se realiza en un objeto, sistema o área para identificar posibles problemas, defectos o daños visibles de manera rápida y general. Esta inspección es una parte fundamental de cualquier proceso de mantenimiento, incluido en el proceso de rehabilitación del banco de pruebas.

Se realizó la inspección visual de los componentes, estructura y hélice del banco de prueba, dando como resultado:

- Pintura de la hélice y banco de prueba deteriorada
- Posibles fugas por el pistón del banco de pruebas
- Líquido insuficiente

- Componentes faltantes

Figura 26

Inspección visual inicial del banco de pruebas



Es importante tener en cuenta que, aunque la inspección visual inicial es una herramienta valiosa, no siempre es suficiente para identificar problemas ocultos o internos. En muchos casos, se pueden requerir técnicas de inspección más avanzadas, como pruebas no destructivas (NDT), para detectar defectos que no son visibles a simple vista.

Pruebas de funcionamiento iniciales

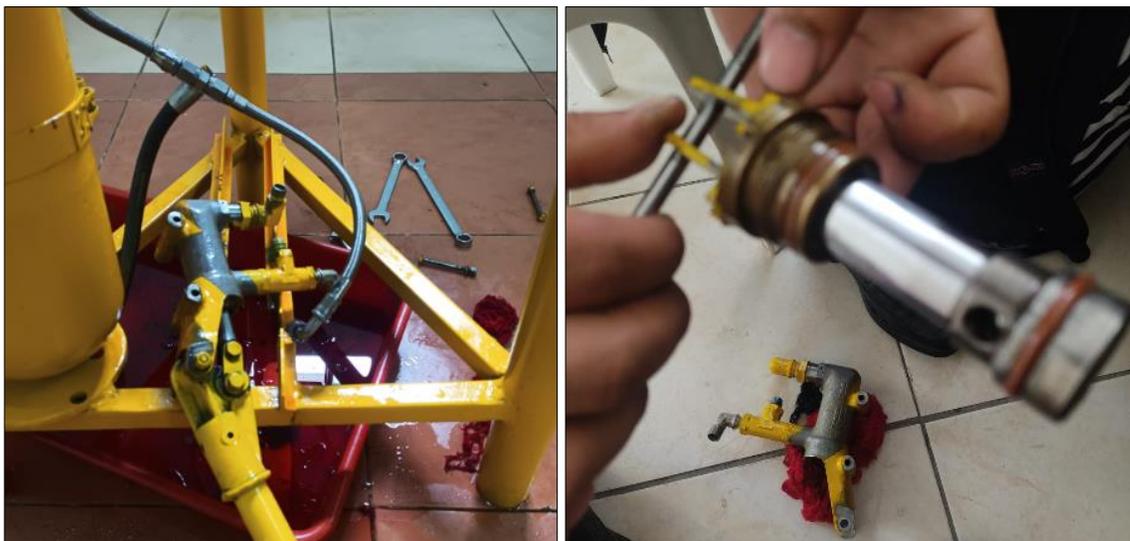
Una vez realizada la inspección visual de todo el banco de prueba, se procedió a realizar un test operacional, se suministró mediante la bomba manual, presión al sistema hasta los 85 psi, el resultado fue que existió fuga de aceite por la bomba manual del sistema. De tal modo que se interrumpió la prueba y el chequeo quedó inconcluso.

Remoción de componentes

Ya detectada la fuga de aceite se realizó la remoción de la bomba manual del sistema y se procedió a verificar que estaban los sellos rotos y deteriorados, por tal razón se reemplazaron los mismos, siguiendo los procedimientos del manual y utilizando la herramienta adecuada.

Figura 27

Reemplazo de los sellos internos de la bomba manual del sistema

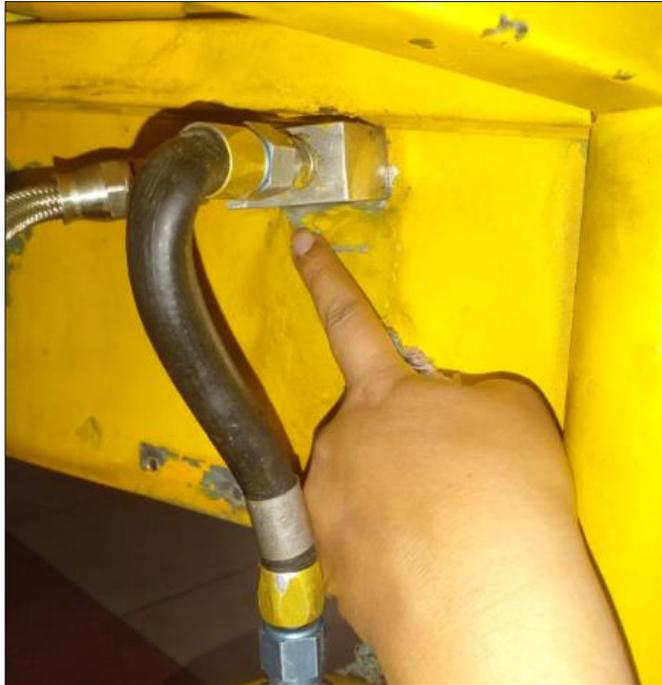


Luego de reemplazar los sellos de la bomba del sistema se procedió nuevamente a realizar la prueba operacional, pero se inspeccionó nuevamente y se evidenció una nueva fuga en las cañerías y fittings, se pudo encontrar la falla en un acople a la válvula de cierre del sistema.

Se removió la parte de unión de la válvula con la estructura y se procedió a cambiar un sello redondo, dando como resultado la eliminación de la fuga, lo cual nos permitió realizar la prueba operacional que fue satisfactoria. Además, se realizó una inspección del torque de los fittings de la bomba manual y se determinó que estaban flojos, se revisó el torque que deben tener esos fittings y se ajustó, eliminando por completo todas las fugas de la bomba.

Figura 28

Fuga – sellos de la válvula de cierre



Se removió todos los demás componentes para poder pintar la estructura y darles un mantenimiento a las ruedas del mismo. Para ello fue necesario remover la hélice del banco, para ello se utilizó llaves y rachas.

Una vez la hélice fuera del banco procedimos a revisar el torque de todo el mecanismo del conjunto de cambio de paso de la hélice y se ajustó al torque que menciona el manual de mantenimiento de la hélice.

Figura 29

Chequeo de torque

**Proceso de pintura**

Como los componentes fueron removidos del banco de prueba, se aprovechó pintando estructura de la misma, para ello primeramente se aplicó un proceso de lijado, luego se limpió con un trapo seco y se aplicó la pintura que es una pintura tipo esmalte de color amarillo, ya que todos los equipos del laboratorio son de ese color.

Figura 30

Proceso de pintura



Para la hélice se tomó como recomendación la inspección del tutor de la tesis, y se determinó que no se pinte la misma, ya que la pintura de la hélice se encuentra en buenas condiciones. Lo que si se realizó es el pulido de las palas y la calibración de los tensores de acuerdo a la anterior tesis y se dejó en una distancia de 2 pulgadas.

Instalación de componentes

Una vez ya pintado el banco de prueba de la hélice se instaló todos los componentes, tales como la bomba manual, la válvula de cierre y el reservorio, como se muestra en la Figura 31.

Figura 31

Instalación de componentes



Luego se instaló la hélice sobre el banco de pruebas y se ajustó los pernos de sujeción al torque recomendado por el manual.

Calibración del manómetro

La función principal de un manómetro de presión es proporcionar una lectura visual y precisa de la presión en el sistema en una unidad de medida adecuada, como psi (libras por pulgada cuadrada) o bar. Esto es esencial para monitorear y controlar adecuadamente el sistema, ya que la presión correcta es crucial para un funcionamiento seguro y eficiente.

Figura 32

Manómetro calibrado



Por tal razón, se envió a calibrar el manómetro del banco de pruebas ya que para realizar la evaluación de ángulos de la hélice es necesario tener lecturas precisas y correctas cuando se proporcione presión al sistema.

Proceso de lubricación

La lubricación en un banco de pruebas de ángulos de una hélice es esencial para garantizar un funcionamiento seguro, preciso y eficiente de la hélice durante las pruebas. Ayuda a reducir la fricción, el desgaste y el calor, asegura resultados consistentes y contribuye a la seguridad y el rendimiento óptimo en la operación de la hélice.

La lubricación de los resortes internos del cubo de la hélice es muy importante ya que estos permiten que se realice el cambio de paso de la misma, de tal manera que se procedió a lubricar con una engrasadora manual como se observa en la Figura 33.

Figura 33

Lubricación de resortes



Se utilizó la grasa mineral MIL-G-25537C, también conocida como Aero Shell Grease 14, es un tipo de grasa lubricante utilizada en aplicaciones de aviación y aeroespaciales. Esta grasa se utiliza comúnmente en rodamientos, cojinetes y otras áreas donde se requiere una lubricación de alta calidad en condiciones exigentes. Como se muestra en la Figura 34.

Figura 34

Lubricación de componentes



Servicio del reservorio

Una vez ya instalados todos los componentes y realizada la lubricación de la parte interna de la hélice, se realizó el servicio del reservorio del sistema. Se llenó con 1 galón de Turbo Oil 2380. El reservorio del sistema del banco de prueba es de metal, ya que al ser un sistema que acumula presión para que se accione el pistón de las hélices.

Su capacidad para resistir temperaturas extremas y proporcionar una lubricación efectiva ayuda a mantener el rendimiento y la seguridad de las hélices durante las diversas fases de vuelo y operación. El aceite Turbo Oil 2380 desempeña un papel fundamental en la lubricación y protección de componentes mecánicos críticos en aeronaves, incluidas las hélices.

Figura 35

Servicio del reservorio



Pruebas operacionales

Ya realizado el servicio del reservorio del banco de prueba, se realizó un último test operacional, el cual permitió verificar los ángulos de la hélice, pero antes del mismo se procedió a construir un componente que permite que sea instalado el digital protector. Este equipo permite saber a cuantos grados se mueven las palas en relación a la presión del aceite que ingresa a la cámara. Este banco de comprobación de ángulos de la hélice del avión TWIN OTHER, funciona con presión de aceite y permite verificar el giro correcto de los diferentes ángulos a la cual funciona una hélice.

Antes de evaluar los ángulos de la hélice se debe ubicar el banco de pruebas en un lugar seguro y que no cause daño ni a los estudiantes ni a los demás equipos. Además, se debe revisar que todos los componentes se encuentren bien ajustados, en especial los pernos de la cúpula. Revisar que la válvula de paso este en posición cerrada. Verificar que la hélice se encuentre en posición de bandera.

A continuación, se detalla cada una de las pruebas con diferentes presiones:

Hélice en posición de bandera

El proceso de embanderamiento de una hélice de un motor de avión se refiere a la acción de equilibrar la hélice para reducir las vibraciones y asegurar un funcionamiento suave y eficiente. Para que la hélice esté en posición de bandera, el manual de mantenimiento menciona que debe recibir la cúpula 85 psi de presión de aceite y la hélice debe posicionarse a 87°. Para ello se utilizó un digital protector que es un instrumento que permite medir a que ángulos se va posicionando las palas de la hélice. Este procedimiento se puede observar en la Figura 36.

Figura 36

Posición de bandera 87 grados



La evaluación de esta posición resultó satisfactoria como muestra en la figura anterior., hay que recalcar que la hélice recibe la presión inicial del motor que es de 80 +/-10 psi en la aeronave. Pero en el banco de prueba en el estado inicial, la hélice ya tiene sin presión la

posición de bandera ósea los 87° . Este es el punto de partida para iniciar a evaluar los demás ángulos de la hélice.

Hélice en paso fino

El "paso fino" de una hélice se refiere a un ajuste minucioso y preciso de las palas de la hélice de una aeronave para lograr un rendimiento óptimo. La hélice de una aeronave está diseñada para generar una fuerza de empuje al mover el aire a través de sus palas, lo que impulsa el avión hacia adelante. El "paso" de la hélice se refiere al ángulo de inclinación de las palas en relación con el plano de rotación.

El "paso fino" es un procedimiento que busca ajustar las palas de la hélice para que estén en la posición óptima en relación con la velocidad y las condiciones de vuelo.

Figura 37

Posición de paso fino 27 grados



La evaluación de este ángulo de la hélice o como se mencionó anteriormente para que la hélice este en paso fino, se realizó de manera satisfactoria ya que, con una presión de 85 psi, el ángulo de las palas llegó a 27° , como se muestra en la Figura 37.

Hélice en paso alto

El "paso alto" de una hélice se refiere al ángulo de inclinación relativamente grande de las palas de la hélice en relación con el plano de rotación. En otras palabras, una hélice con un paso alto tendrá palas que están posicionadas a un ángulo mayor en relación con el eje de la hélice cuando se comparan con una hélice de "paso bajo".

El paso alto se utiliza en hélices diseñadas para aplicaciones específicas, y suele tener ciertas implicaciones en el rendimiento de la aeronave.

Figura 38

Posición de paso alto 17 grados



La evaluación de este ángulo de la hélice o como se mencionó anteriormente para que la hélice este en paso alto, se realizó de manera satisfactoria ya que, con una presión de 100 psi, el ángulo de las palas llegó a 17°, como se muestra en la Figura 38.

Hélice en paso de reversa

El "paso de reversa" de una hélice se refiere a una característica específica que permite a las palas de la hélice cambiar su ángulo de inclinación para redirigir el flujo de aire hacia adelante, en lugar de hacia atrás como en el vuelo normal. Esto crea un efecto de empuje inverso o "reversa" que ayuda a desacelerar la aeronave durante el aterrizaje y facilita la desaceleración en la pista después de tocar tierra.

Figura 39

Posición de reversa -15 grados



La evaluación de este ángulo de la hélice o como se mencionó anteriormente para que la hélice este en paso de reversa, se realizó de manera satisfactoria ya que, con una presión de 150 psi, el ángulo de las palas llegó a -15° , como se muestra en la Figura 39.

De esta manera se concluyó las pruebas de evaluación de ángulos de la hélice Hartzell de manera satisfactoria. Luego se procedió a liberar la presión del banco mediante la válvula de alivio del sistema.

Rotulado de componentes

Una vez concluidas las pruebas operacionales, se procedió a rotular los diferentes componentes del banco de prueba, para que los usuarios que utilicen el mismo sepan el nombre de cada uno de los componentes del sistema, como se muestra en la Figura 40.

Figura 40

Rotulado de componentes



Actualización de manuales

Los manuales del banco de prueba ya existían de tal manera que se procedió a actualizar los mismos, como son el manual de mantenimiento, el manual de operación y el manual de seguridad, como se puede detallar en el Anexo A.

Capítulo IV

Conclusiones y recomendaciones

Conclusiones

- La recopilación de información técnica es esencial para garantizar una evaluación precisa de los ángulos de la hélice en el banco de prueba. Esta información proporciona la base necesaria para llevar a cabo inspecciones y ajustes efectivos.
- La inspección visual detallada del banco de prueba reveló la presencia de posibles fallas y áreas problemáticas que podrían afectar la evaluación de los ángulos de la hélice. Estas inspecciones permiten abordar problemas antes de que afecten la precisión de los resultados.
- El reemplazo de componentes y mantenimiento del banco de prueba para asegurar una evaluación precisa de los ángulos de la hélice. Estos ajustes son esenciales para mantener el equipo en condiciones óptimas y garantizar mediciones confiables.
- La calibración del manómetro del banco de prueba es un paso crucial para garantizar mediciones precisas de los ángulos de la hélice. Una calibración adecuada contribuye a resultados confiables y reducción de errores.

Recomendaciones

- Establecer un programa de mantenimiento preventivo para el banco de prueba con inspecciones visuales periódicas. Esto ayudará a identificar y abordar problemas potenciales antes de que afecten la calidad de las mediciones.
- Proporcionar capacitación continua al personal encargado de operar y mantener el banco de prueba. Un equipo bien capacitado puede realizar inspecciones efectivas, calibraciones precisas y ajustes necesarios de manera adecuada.
- Mantener registros detallados de todas las modificaciones, reparaciones, inspecciones y calibraciones realizadas en el banco de prueba. Esta documentación facilita el seguimiento del historial de mantenimiento y ayuda a tomar decisiones informadas en el futuro.

Glosario

Aeronave: Una aeronave se define como "un dispositivo que se utiliza o se pretende utilizar para volar en el aire". Esta amplia definición incluye todo tipo de aeronaves tripuladas y no tripuladas, independientemente de su tamaño o método de propulsión. Además, la FAA proporciona definiciones específicas para diferentes tipos de aeronaves, como aviones, helicópteros y sistemas de aeronaves no tripuladas (UAS o drones). Estas definiciones pueden encontrarse en varias publicaciones y reglamentos de la FAA, incluidos el 14 CFR Parte 1 y la Parte 107.

Bandera: Es el tecnicismo para nombrar el paso de una hélice o nombre técnico que significa el paso de embanderamiento el cual tiene un grado entre 85° a 90°. Esto permite al piloto detener la propulsión de la hélice durante el vuelo. Esto puede ser útil en ciertas situaciones, como para reducir la velocidad de la aeronave durante ciertas fases del vuelo o para detener la hélice en caso de emergencia.

Cubo: El cubo de la hélice es la parte central de la hélice de aviación, que tiene una forma de copa para alojar la punta de la pala y transmitir el empuje a través de los herrajes hacia el motor. La Administración Federal de Aviación (FAA) establece varios requisitos y estándares relacionados con el cubo de la hélice. Estos están cubiertos en varios documentos, incluyendo el AC N 20-37D y el AC 43.13-1B, capítulo 8, sección 4. Estos documentos cubren temas como la reparación de hélices, la inspección de palas y cubos de hélice en busca de defectos, y la identificación de aeronaves, motores y hélices que cumplen con los estándares de la FAA

Hélice: Una hélice es un dispositivo mecánico formado por múltiples palas que giran alrededor de un cubo central y se utiliza para generar empuje para propulsar una aeronave a través del aire.

Hartzell: Es una marca de hélices aeronáuticas ampliamente utilizada en la industria de la aviación y que cumple con los estándares y regulaciones de la FAA.

Paso fino: Se refiere a un tipo de hélice que no puede ajustar su ángulo de ataque para otorgar una mejor eficiencia en diferentes condiciones de vuelo. En otras palabras, el ángulo de la hélice permanece fijo y no puede cambiar en respuesta a cambios en la velocidad, altitud o carga de la aeronave. Este tipo de hélice es comúnmente utilizado en aviones más pequeños y de baja potencia.

Paso alto: Se refiere a un tipo de configuración en la que la hélice tiene un mayor ángulo de ataque, lo que resulta en una mayor resistencia inducida y una menor velocidad de la hélice.

Spinner: Es un componente del avión que se encuentra en el extremo del eje de la hélice.

Turbohélice: Es un tipo de motor de avión que utiliza una turbina de gas para accionar una hélice de avión. Estos motores son comunes en aviones regionales y de carga, y son conocidos por su eficiencia y fiabilidad.

Bibliografía

- Aprendamos aviación. (2019).   *Aviación: Pratt and Whitney PT6 Hartzell Propeller System - Sistema de Hélice* . <https://www.aprendamos-aviación.com/2023/01/aviacion-pratt-and-whitney-pt6-hartzell.html>
- ASOC. PASIÓN POR VOLAR. (2019). *Ángulo de ataque - Aerodinámica*. <https://www.pasiónporvolar.com/ángulo-de-ataque-aerodinámica/>
- DIAF. (2019). *Twin Otter en la Diaf - Diaf Ecuador*. <https://diaf.gob.ec/?p=4436>
- ESPE. (2022). *Descripción - Tecnología Superior en Mecánica Aeronáutica*. <https://aeronáutica-ugt.espe.edu.ec/descripción/>
- ESPE. (2023a). *Oferta Académica Presencial | ESPE | Sede Latacunga*. <https://espe-el.espe.edu.ec/presencial-latacunga/>
- ESPE. (2023b). *Tecnología Superior en Mecánica Aeronáutica | ESPE*. <https://www.espe.edu.ec/tecnología-superior-en-mecánica-aeronáutica/>
- FAE. (2023). *Twin Otter 48 años al servicio del país – Fuerza Aérea Ecuatoriana*. <https://www.fae.mil.ec/twin-otter48-anos-al-servicio-del-país%EF%BF%BC/>
- Gaón E. (2017). *DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN MOTORES TRABAJO DE TITULACIÓN PREVIO A LA OBTENCIÓN DEL.*
- Hidalgo, E. A. G. (2011). *INSTITUTO POLITÉCNICO NACIONAL*. https://www.academia.edu/20019136/INSTITUTO_POLITÉCNICO_NACIONAL
- José Luis R. (n.d.). *HÉLICE (dispositivo) | Características, usos y funcionamiento*. Retrieved August 5, 2023, from <https://como-funciona.co/una-hélice/>
- Muñoz Miguel. (n.d.). *Sistema propulsor (hélice)*. Retrieved August 5, 2023, from https://manualvuelo.es/3sifn/32_helic.html
- UNITED TURBINE. (n.d.). *UNITED TURBINE REFERENCIAS POSICIONALES*.

Viking. (2018). *Viking-Twin-Otter-Series-400-Technical-Specifications-R-01-2018*.

Anexos