



ESPE

UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

UNIDAD DE GESTIÓN DE  TECNOLOGÍAS

DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA

**TRABAJO DE TITULACIÓN PREVIO A LA OBTENCIÓN DEL
TÍTULO DE TECNÓLOGO EN MECÁNICA AERONÁUTICA
MENCION MOTORES**

TEMA: “VERIFICACIÓN OPERACIONAL DEL ELEMENTO DE CALEFACCIÓN DEL SISTEMA ANTI-ICE DEL MOTOR ROLL ROYCE N°1 Y N°2 DEL AVIÓN ESCUELA FAIRCHILD F27J CON MATRICULA HC-BHD, MEDIANTE EL USO DE INSTRUMENTOS DE MEDICIÓN DE CONTINUIDAD, AISLAMIENTO Y PRUEBAS OPERATIVAS PARA INSTRUCCIÓN DE LOS DOCENTES Y ALUMNOS DE LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS DE LA UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS ESPE”.

AUTOR: QUINAPANTA TIXE ALEX SANTIAGO

DIRECTOR: TLGO. CRISTIAN EDWAR DÍAZ

LATACUNGA-2019



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN MOTORES

CERTIFICACIÓN

Certifico que el trabajo de titulación, “**VERIFICACIÓN OPERACIONAL DEL ELEMENTO DE CALEFACCIÓN DEL SISTEMA ANTI-ICE DEL MOTOR ROLL ROYCE N°1 Y N°2 DEL AVIÓN ESCUELA FAIRCHILD F27J CON MATRÍCULA HC-BHD, MEDIANTE EL USO DE INSTRUMENTOS DE MEDICIÓN DE CONTINUIDAD, AISLAMIENTO Y PRUEBAS OPERATIVAS PARA INSTRUCCIÓN DE LOS DOCENTES Y ALUMNOS DE LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS DE LA UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS ESPE**” realizado por el señor **QUINAPANTA TIXE ALEX SANTIAGO**, ha sido revisado en su totalidad y analizado por el software anti-plagio, el mismo cumple con los requisitos teóricos, científicos, técnicos, metodológicos y legales establecidos por la Universidad de Fuerzas Armadas ESPE, por lo tanto me permito acreditarlo y autorizar al señor **QUINAPANTA TIXE ALEX SANTIAGO** para que lo sustente públicamente.

Latacunga, 22 Enero de 2019

Tlgo. Cristian Edwar Díaz

DIRECTOR



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN MOTORES

AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD

Yo, **QUINAPANTA TIXE ALEX SANTIAGO** con cédula de identidad N° **180461077-0** declaro que este trabajo de titulación “**VERIFICACIÓN OPERACIONAL DEL ELEMENTO DE CALEFACCIÓN DEL SISTEMA ANTI-ICE DEL MOTOR ROLL ROYCE N°1 Y N°2 DEL AVIÓN ESCUELA FAIRCHILD F27J CON MATRÍCULA HC-BHD, MEDIANTE EL USO DE INSTRUMENTOS DE MEDICIÓN DE CONTINUIDAD, AISLAMIENTO Y PRUEBAS OPERATIVAS PARA INSTRUCCIÓN DE LOS DOCENTES Y ALUMNOS DE LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS DE LA UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS ESPE**”, ha sido desarrollado considerando los métodos de investigación existentes, así como también se ha respetado los derechos intelectuales de terceros considerándose en las citas bibliográficas.

Consecuentemente declaro que este trabajo es de mi autoría, en virtud de ello me declaro responsable del contenido, veracidad y alcance de la investigación mencionada.

Latacunga, 22 Enero de 2019

QUINAPANTA TIXE ALEX SANTIAGO

C.I.: 180461077-0



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN MOTORES

AUTORIZACIÓN

Yo, **QUINAPANTA TIXE ALEX SANTIAGO** autorizo a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE publicar en la biblioteca Virtual de la institución el presente trabajo de titulación “**VERIFICACIÓN OPERACIONAL DEL ELEMENTO DE CALEFACCIÓN DEL SISTEMA ANTI-ICE DEL MOTOR ROLL ROYCE N°1 Y N°2 DEL AVIÓN ESCUELA FAIRCHILD F27J CON MATRÍCULA HC-BHD, MEDIANTE EL USO DE INSTRUMENTOS DE MEDICIÓN DE CONTINUIDAD, AISLAMIENTO Y PRUEBAS OPERATIVAS PARA INSTRUCCIÓN DE LOS DOCENTES Y ALUMNOS DE LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS DE LA UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS ESPE**” cuyo contenido, ideas y criterios son de mi autoría y responsabilidad.

Latacunga, 22 Enero de 2019

QUINAPANTA TIXE ALEX SANTIAGO

C.I. 180461077-0

DEDICATORIA

La presente tesis está dedicada a Dios por brindarme la vida y permitirme el haber llegado hasta este momento tan importante de mi formación profesional.

A mis padres Luis Quinapanta y María Tixe por haberme enseñado que con esfuerzo, trabajo y dedicación se puede lograr todas las metas y objetivos planteados, en ellos tengo el espejo en el cual me quiero reflejar pues sus virtudes infinitas y sus grandes corazones me llevan admirarlos cada día más, los amo mucho.

QUINAPANTA TIXE ALEX SANTIAGO

AGRADECIMIENTO

Quiero dar gracias a Dios por permitirme haber concluido una etapa más en mi vida, a la vez, quiero expresar un sincero agradecimiento a mi tutor Tlgo. Cristian Edwar Díaz, ya que sin su apoyo incondicional y conocimientos no hubiese sido posible realizar el presente Proyecto.

A mis padres por su amor, trabajo y sacrificio en todos estos años, ya que gracias a ellos he logrado llegar hasta esta instancia en mi vida, a su vez, agradecerles también porque me han inculcado la mejor educación y lecciones de vida, las cuales me han servido como guías para seguir el camino correcto.

A mis hermanas Jenny y Verónica por su cariño, comprensión y por las innumerables veces que me brindaron su apoyo en todas las decisiones que he tomado a lo largo de mi vida, unas buenas, otras malas y sobre todo, por estar conmigo en todo momento gracias.

En el camino encuentras personas que iluminan tu vida, es por ello que, agradezco a mi novia por ser mi cómplice, confidente, amiga, por su amor, por ser tan tú, pero sobre todo gracias por nunca cortarme las alas y brindarme su apoyo, consejos y paciencia que me ayudó a concluir esta meta.

A toda mi familia porque con sus oraciones, consejos y palabras de aliento hicieron de mí una mejor persona y de una u otra forma me acompañan en todos mis sueños y metas.

QUINAPANTA TIXE ALEX SANTIAGO

ÍNDICE DE CONTENIDOS

CERTIFICACIÓN.....	ii
AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD.....	iii
AUTORIZACIÓN.....	iv
DEDICATORIA.....	v
AGRADECIMIENTO.....	vi
ÍNDICE DE CONTENIDOS.....	vii
ÍNDICE DE TABLAS.....	x
ÍNDICE DE FIGURAS.....	xi
RESUMEN.....	xiii
ABSTRACT.....	xiv

CAPÍTULO I

TEMA

1.1 ANTECEDENTES.....	1
1.2 PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA.....	2
1.3 JUSTIFICACIÓN E IMPORTANCIA.....	2
1.4 OBJETIVOS.....	3
1.4.1 Objetivo general.....	3
1.4.2 Objetivos específicos.....	3
1.5 Alcance.....	3

CAPÍTULO II

MARCO TEÓRICO

2.1 RESEÑA DEL TURBOHÉLICE.....	5
2.1.1 HISTORIA.....	5
2.1.2 SISTEMA DE ADMISIÓN.....	7
2.1.3 SECCIÓN DE COMPRESORES.....	7

2.1.4 CÁMARAS DE COMBUSTIÓN	9
2.1.5 SECCIÓN DE TURBINA	10
2.1.6 SISTEMA DE COMBUSTIBLE.....	12
2.1.7 SISTEMA DE LUBRICACIÓN	14
2.2 TIPOS DE MOTORES TURBOHÉLICE	16
2.2.1 ALLISON T56.....	16
2.2.2 DONGAN WJ5.....	17
2.2.3 WALTER M601.....	18
2.2.4 ROLLS ROYCE DARTE.....	18
2.2.5 PRATT & WHITNEY CANADA PT6.....	19
2.2.6 ROLLS-ROYCE AE 2100	20
2.3 RESEÑA HISTÓRICA AVIÓN FAIRCHILD F-27J	21
2.3.1 ESPECIFICACIONES FAIRCHILD F-27.	23

CAPITULO III

DESARROLLO DEL TEMA

3.1 PRELIMINARES.....	26
3.2 TOMA DE AIRE DEL MOTOR - PRACTICAS DE MANTENIMIENTO ..	26
3.2.1 REMOCIÓN/INSTALACIÓN.....	26
3.2.1.1 Remoción del capó de admisión de aire del motor	26
3.2.1.2 Instalación del capó de admisión de aire del motor	27
3.2.2 AJUSTE/PRUEBA.....	29
3.2.2.1 Comprobación del sistema de protección de hielo con la central eléctrica	29
3.2.3 INSPECCIÓN/CHEQUEO	30
3.2.3.1 Inspección de la toma de aire	30
3.2.3.2 Comprobación del aislamiento y la resistencia del circuito	33
3.2.3.3 Prueba de funcionamiento del sistema de anti-hielo de la toma de aire del motor Roll Royce de la aeronave Fairchild FH27J	45

4. REPARACIONES APROBADAS	48
5. PRESUPUESTO	51
5.1 Costos primarios	51
5.2 Costos secundarios.....	51
5.3 Total de Costos	52
CAPITULO IV	53
CONCLUSIONES	53
RECOMENDACIONES.....	53
GLOSARIO.....	55
ABREBIATURAS	56
BIBLIOGRAFÍA	57
ANEXOS.....	59

ÍNDICE DE TABLAS

TABLA 1 DATOS DE LECTURA	39
TABLA 2 VALORES DE RESISTENCIA	42
TABLA 3 PINES	46
TABLA 4 FORMULACIONES	50
TABLA 5 DESCRIPCIÓN DE COSTOS	52

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1 Conductos Subsónicos y Supersónicos	7
Figura 2 Compresores Centrífugos.....	8
Figura 3 Compresores Axiales	9
Figura 4 Cámara Individual	9
Figura 5 Sección de turbina	11
Figura 6 Disposición de la sección de escape de un motor a reacción	11
Figura 7 Toberas de un motor a reacción con prestaciones supersónicas.....	12
Figura 8 Esquemático del sistema de combustible del motor Pratt&Whitney Pt6.....	13
Figura 9 Esquemático del Sistema de lubricación del motor Pratt&Whitney Pt6.....	15
Figura 10 Aeronave Hercules C-130 con Motores Allyson T56.....	16
Figura 11 Motores WJ5 en la aeronave Xian Y-7 de la aerolínea Lao Aviation.....	17
Figura 12 Aeronave L-410 con motores M601	18
Figura 13 Aeronave F-27 con motores Rolls Royce Dart	19
Figura 14 Aeronave Antonov An- 28 con motores PT6	20
Figura 15 Aeronave C130-J con motores Rolls Royce AE 21	21
Figura 16 Fairchild FH-227	22
Figura 17 Avión Fairchild F-27J.....	23
Figura 18 Motor Rolls-Royce Dart RDa.7 Mk 532-7L.....	24
Figura 19 Punto de conexión del capó de entrada de aire	27
Figura 20 Casquillos y pasadores – detalle de montaje.....	28
Figura 21 Exposición al sobrecalentamiento	30
Figura 22 Verificación de las ampollas	31

Figura 23 Conexión COM LINE	34
Figura 24 Conexión COM LINE Y EARTH	35
Figura 25 Encendido del MEGGER.....	35
Figura 26 Selección HO para medición de aislamientos.....	36
Figura 27 Aislamiento a 1000 voltios	36
Figura 28 Terminal para hacer masa y cerrar el circuito.....	37
Figura 29 Pin de prueba	37
Figura 30 Tecla time del megger	38
Figura 31 Tecla test	38
Figura 32 Verificación de medición.....	39
Figura 33 Conexión COM LINE	40
Figura 34 Conexión COM LINE y EARTH.....	40
Figura 35 Encendido del megger.....	41
Figura 36 Medición LO (LOW).....	41
Figura 37 Verificación de medida de R.	42
Figura 38 Activación HO para medición	43
Figura 39 Pines de los circuitos	43
Figura 40 Tecla TIME	44
Figura 41 Tecla TEST.....	44
Figura 42 Verificación de Medición	45
Figura 43 Fuente de poder de voltaje variable	45
Figura 44 Terminales de la fuente	46
Figura 45 Fuente calibrada con 100 voltios de salida	47
Figura 46 Verificación térmica.....	47

RESUMEN

La presente investigación, trata a cerca de la verificación operacional del elemento de calefacción del sistema anti-hielo del motor de la aeronave, dicho sistema consta de componentes muy importantes para la eliminación del hielo en la toma de aire del motor, mismos que deben ser inspeccionados para verificar si se encuentran en condiciones óptimas para su funcionamiento. Uno de los aspectos más importantes a la hora de realizar una inspección, verificación y mantenimiento de algún componente del motor de la aeronave se debe tener a consideración cada uno de los pasos estipulados en el manual de mantenimiento del motor de la aeronave.

Para verificar si los componentes del sistema de calefacción se encuentran operables se debe realizar su comprobación mediante el uso de equipos de medición de continuidad y aislamiento, como son el megger, la fuente de poder y un multímetro mismos que permiten verificar el funcionamiento mediante datos numéricos los cuales deben estar dentro de los parámetros que se estipulan en el manual de mantenimiento del motor, ya que estos datos indican si el componente se encuentra en condiciones aeronavegables, en el caso que los datos no se encuentren dentro de los parámetros, se debe realizar un cambio del componente que se encuentre en estado defectuoso.

Este procedimiento se lo realiza para cumplir con lo especificado por el fabricante y mantener a la aeronavegabilidad de la aeronave.

PALABRAS CLAVE:

- Calefacción
- Anti-Hielo
- Continuidad
- Mantenimiento
- Aeronavegable

ABSTRACT

This research deals with heating element operational verification of anti-icing system of the aircraft engine, this system consists of important components for the ice removal in the air inlet, which must be inspected to verify whether they are in optimal conditions for operation. One of the most important aspects when it performs an inspection, verification and maintenance of any component of the aircraft engine must be taken into consideration each of the steps determinate in the aircraft engine maintenance manual. To verify if the heating system components are operable, their verification must be carried out using continuity and insulation measurement equipment, such as the megger, the power supply and a multimeter which allow the operation to be verified by numerical data which must be within the parameters provided in the engine maintenance manual, since these data indicate if the component is in airworthy conditions, in the case that the data are not included in the parameters, a change must be made to the component which is in a defective state.

This procedure is performed to achieve the manufacturer's specifications and maintain the airworthiness of the aircraft.

KEYWORDS:

- Heating
- Anti-Icing
- Continuity
- Maintenance
- Airworthy

Checked by:

.....

Lcda. Verónica Rosales M.Sc.
DOCENTE UGT

CAPÍTULO I

TEMA

“VERIFICACIÓN OPERACIONAL DEL ELEMENTO DE CALEFACCIÓN DEL SISTEMA ANTI-ICE DEL MOTOR ROLL ROYCE N°1 Y N°2 DEL AVIÓN ESCUELA FAIRCHILD F27J CON MATRICULA HC-BHD, MEDIANTE EL USO DE INSTRUMENTOS DE MEDICIÓN DE CONTINUIDAD, AISLAMIENTO Y PRUEBAS OPERATIVAS PARA INSTRUCCIÓN DE LOS DOCENTES Y ALUMNOS DE LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS DE LA UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS ESPE.”

1.1 ANTECEDENTES

La Unidad de Gestión de Tecnologías de la Universidad de las Fuerzas Armadas antiguamente llamada Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico es una de las universidades más prestigiosas del Ecuador, siendo la única en el País, que cuenta con las carreras de Mecánica Aeronáutica tanto en fuselaje como en motores, encargada de entregar al País y al campo aeronáutico profesionales del más alto nivel, capaces de desenvolverse en el ámbito laboral y social.

La Universidad de las Fuerzas Armadas posee gran tecnología, la misma que ha permitido desarrollar nuevas técnicas de aprendizaje con la finalidad de obtener mejores resultados en el desempeño de los estudiantes, siendo así, la complementación de las clases teóricas con la práctica, esto mediante la utilización de los distintos aviones escuela que posee dicha universidad, por lo tanto, ofrece a los estudiantes descubrir sus destrezas y habilidades para desarrollar trabajos de manteniendo de aeronaves.

La Unidad de Gestión de Tecnologías es abalada por la DIRECCIÓN GENERAL DE AVIACIÓN CIVIL bajo la RDAC parte 147 CENTRO DE INSTRUCCIÓN DE AVIACIÓN CIVIL, la misma que, gracias a sus autoridades tanto docentes como administrativos, hacen de esta universidad la más

destacada del País, puesto que, en la actualidad la industria aeronáutica exige profesionales capaces de realizar operaciones aéreas de forma segura.

1.2 PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

La Unidad de Gestión de Tecnologías-ESPE se encuentra ubicada en la ciudad de Latacunga, la cuál es la única a nivel nacional que cuenta con el privilegio de tener a su cargo a la carrera de mecánica aeronáutica, la cual dispone de tres aviones escuela para la instrucción de estudiantes entre uno de ellos la aeronave FAIRCHILD F27J con matrícula HC-BHD, la misma que se encuentra inoperativa de algunos sistemas el cual ha sufrido deterioros y daños en la estructura hasta la actualidad.

Por el paso del tiempo y falta de mantenimiento se han deteriorado varios sistemas entre uno de ellos el sistema anti-ice del motor Roll Royce del avión escuela FAIRCHILD F27J el cual con el sistema habilitado le proporcionara a la aeronave un valor agregado de mucha importancia para los señores estudiantes de la Unidad de Gestión de Tecnologías –ESPE que podrá ser utilizado para el conocimiento, el desarrollo y el desenvolvimiento en las prácticas y así adquirir experiencia para desenvolverse en el campo laboral.

1.3 JUSTIFICACIÓN E IMPORTANCIA

El presente proyecto permitirá a la carrera de Mecánica Aeronáutica de la Unidad de Gestión de Tecnologías ESPE verificar el correcto funcionamiento del elemento de calefacción del sistema anti hielo del motor ROLL ROYCE N°1 y N°2 del avión escuela FAIRCHILD F27J mediante instrumentos de medición de continuidad y aislamiento, el mismo que contiene información técnica de como efectuar la inspección de dicho sistema, la cual ayudara a los docentes y estudiantes a comprender de una mejor manera el funcionamiento del sistema anti-hielo del motor, con el fin de aportar materiales que ayuden a realizar las diferentes pruebas operacionales.

Una de las necesidades de la Unidad de Gestión de Tecnologías ESPE es la implementación de instrumentos de medición de continuidad y aislamiento, los cuales son necesarios para realizar las pruebas operativas en varios

sistemas para preservar los componentes y así el funcionamiento de los como descargadores estáticos y del sistema del anti-hielo del motor y de esta manera se pueda verificar si el sistema está en óptimas condiciones de servicio.

1.4 OBJETIVOS

1.4.1 Objetivo general

Verificar el correcto funcionamiento del elemento de calefacción del sistema anti-ice del motor Roll Royce N°1 y N°2 del avión escuela FAIRCHILD F27J con matrícula HC-BHC, mediante el uso de instrumentos de medición de continuidad, aislamiento, para la instrucción de los docentes y estudiantes de la Unidad de Gestión de Tecnologías ESPE.

1.4.2 Objetivos específicos

- Recopilar información y datos técnicos del funcionamiento del sistema de anti-hielo de los motores N°1 y N°2 del avión escuela FAIRCHILD F27J.
- Inspeccionar los elementos de calefacción del sistema de anti-hielo de los motores N°1 y N°2 del avión escuela FAIRCHILD F27J.
- Implementar los instrumentos de medición para la verificación operacional del elemento de calefacción del sistema de anti-hielo del motor Roll Royce N°1 y N°2 del avión escuela FAIRCHILD F27J como el megger.

1.5 Alcance

El presente proyecto tiene como objetivo realizar operaciones de medición de continuidad y aislamiento del sistema anti-hielo con los procedimientos necesarios de acuerdo al manual de mantenimiento y con la respectiva seguridad en el uso y manejo del equipo para evitar daños y des calibración de los equipos de medición de los motores N°1 y N°2 del avión escuela FAIRCHILD F27J.

Conjuntamente es de mucha utilidad para instrucción de los docentes y alumnos de la unidad de gestión de tecnologías de la universidad de las fuerzas armadas ESPE, mediante el cual se podrán llevar a cabo las tareas de inspección y mantenimiento de dicho sistema, proporcionando así, una guía para que el estudiante de la carrera de mecánica aeronáutica desarrolle sus destrezas y habilidades.

CAPÍTULO II

MARCO TEÓRICO

2.1 RESEÑA DEL TURBOHÉLICE

2.1.1 HISTORIA

Las leyes de Newton han sido fundamentales a lo largo de la historia para descubrimientos y también para avances científicos, y es que gracias a la tercera ley que es la de acción y reacción hubo un gran avance en lo que tiene que ver con el desarrollo de la planta automotriz en los aviones.

Desde que se creó el primer avión los factores velocidad y altura siempre se han querido mejorar y Frank Whittle con su diseño la cual incorporaba un rotor interno que por medio de la sección de turbina era accionado, esto dio comienzo a una era donde los motores se basan al funcionamiento bajo la propulsión por la reacción, estos se utilizan en la aviación comercial y militar. (Anzola, s.f.)

Los motores llamados turbo reactores su característica principal es que para cualquier condición de vuelo el aire ingresa por el motor y este aire es sometido a una compresión y expansión mecánica. La compresión se da en turbocompresores y la expansión se da en las turbinas todo esto dependerá del fabricante y también de las características específicas que tiene cada motor la cantidad de secciones que tiene esta parte, los turbo reactores cuentan con un motor que es el que se encarga de transformar la energía química del combustible en energía mecánica y también cuenta con un propulsor que se encarga de transformar energía mecánica en cinética.

El motor CS-1 fue creado por György Jendrassik en 1938, su potencia máxima era de 400 Hp debido a que presentaba problemas en la estabilidad de combustión, se utilizó en el avión Varga MI-1. En la segunda guerra mundial se frecuentó el uso del motor CS-1 en aviones militares que se caracterizaban por transportar militares, pero las investigaciones de los motores turbohélice se decrecieron debido a las nuevas propuestas

presentadas por los turborreactores dejando sin esperanzas de fabricación y mejoramiento de los motores turbohélices. (Anzola, s.f.)

El motor Rolls Royce RB50 Trent fue utilizado en el avión Gloster Meteor, este motor era un turbojet que poseía como componentes un eje, caja de reducción y una hélice de cinco aspas. El Hermes V utilizó un motor BT-502 en el año de 1949. Tomando como referencia estos aviones con motores turbohélice decidieron que era buena la propulsión que proveían, por ello también se utilizó estos motores.

En la aeronave Viscount caracterizada por poseer cuatro motores Rolls Royce al igual que en el Fokker F-27, un bimotor con motores de la misma marca y alcanzada los 480 km/h. Con el transcurrir de los años estos motores se seguirán innovando y dando mejores prestaciones a las aeronaves de corto rango y aeronaves commuter.

Los principios básicos que utiliza este tipo de motores a reacción están basados a la admisión de aire en el cual este aire pasa a través de las tomas de aire o conocidas como admisión, la compresión del mismo aire mediante el compresor, después la inyección del combustible junto al aire que esta comprimido y la combustión de la mezcla. (Anzola, s.f.)

Con lo cual después de pasar todo este proceso logramos tener un chorro de gases calientes que están a alta presión y una velocidad que accionara la turbina que está unida al compresor mediante un eje. Lo que es la admisión de aire esta se realiza a través de los conductos de entrada lo cual es muy importante que estos conductos no deben presentar fenómenos de turbulencia o alguna resistencia aerodinámica que pueda afectar al motor, y estas tienen como función suministrar el aire necesario al motor con sus respectivas revoluciones. Que por lo general un reactor suele consumir una cantidad de 300 y 600 Kgs/seg de aire. (Anzola, s.f.)

2.1.2 SISTEMA DE ADMISIÓN

Los motores a reacción poseen conductos y se dividen en conductos de entrada supersónicos y subsónicos. La función principal que cumplen estos dos tipos de conductos es reducir la velocidad con la que ingresa al motor y con ello evitar que existan daños dentro del mismo o fallos en el funcionamiento, estos conductos logran reducir en un 0.5 o 0.6 la velocidad del sonido. (Anzola, s.f.)

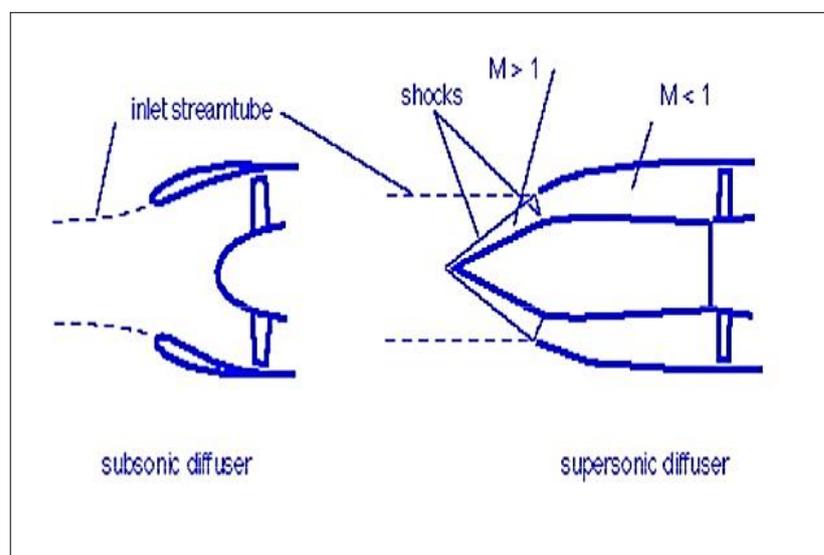


Figura 1 Conductos Subsónicos y Supersónicos

Fuente: (Anzola, s.f.)

2.1.3 SECCIÓN DE COMPRESORES

Una vez que el aire ha pasado por el conducto se dirige a los compresores que pueden ser de tipo axial, a pesar que en algunos motores se utilizan compresores centrífugos ya que estos son más sencillos y su funcionamiento es enviar el aire a la periferia para luego por medio del difusor enviar el aire a presión a las cámaras de combustión, y todo esto se debe a la fuerza centrífuga que genera la rotación, se utilizó en los primeros motores a reacción, los componentes de los compresores centrífugos son; rotor, difusor y colector. (Muñoz, 2012)



Figura 2 Compresores Centrífugos

Fuente: (Muñoz, 2012)

Los compresores axiales se diferencian de los compresores centrífugos debido a que el aire pasa paralelo al eje del motor, y está compuesto por un sin número de alabes adjuntos a un disco que está en el eje del motor, pero para tener una etapa compresora se necesita un rotor y un estator, por lo cual el rotor es el disco con los alabes y el estator son los alabes situados en la periferia del motor.

Cada uno cumple una función importante, el rotor incrementa la velocidad y presión del aire mientras que el estator incrementa la presión, pero disminuye la velocidad, por lo cual el aire al pasar del rotor al estator incrementa la energía de la masa del mismo. Los compresores axiales pueden estar conectados a las turbinas mediante un eje llamado Dual Spool, con lo cual se conectan las etapas del compresor de baja con la etapa de turbina de baja o los compresores de alta con las etapas de alta de la turbina. (Muñoz, 2012)



Figura 3 Compresores Axiales

Fuente: (Muñoz, 2012)

2.1.4 CÁMARAS DE COMBUSTIÓN

Antes de ingresar a las cámaras de combustión el flujo pasa por una última etapa compresora del estator denominado alabes guías de salida del compresor que permiten reducir la velocidad del flujo de aire, posterior a esto pasa por un difusor de pre cámaras y finalmente el flujo entra a la cámara de combustión donde el flujo se mezcla con el combustible para ser combustionado en conjunto con la chispa emitida por las bujías. (ECURED, 2015)

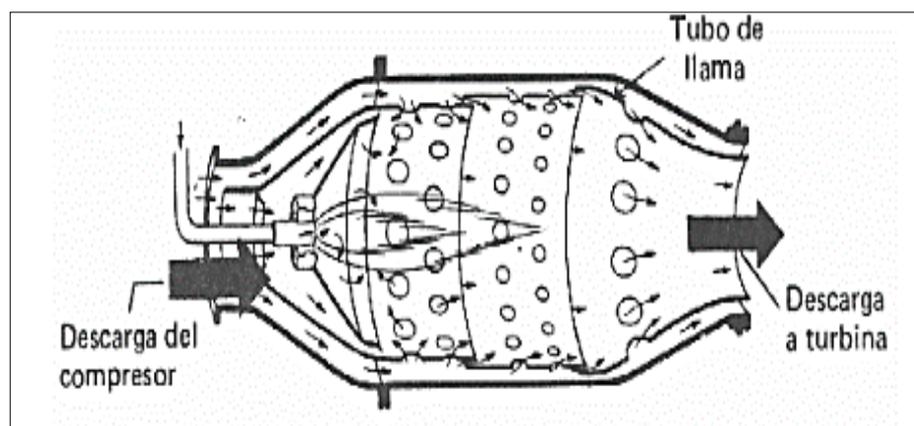


Figura 4 Cámara Individual

Fuente: (ECURED, 2015)

En la cámara de combustión se mezclan 60 partes de aire por cada parte de combustible, y de estas 60 partes solo 15 se queman en la combustión, lo cual indica que solo el 25% de aire que entra se combustiona y el 75% no, pero es importante ya que permite que se mezcle con el aire combustionado y permitir el enfriamiento de la superficie de la cámara.

Para que la cámara de combustión logre soportar la oxidación, fatiga, temperaturas y esfuerzos mecánicos pequeños a los que se ven sometidas las cámaras de combustión es necesario que las cámaras de combustión estén fabricadas de materiales como Nimonic 75 que es una base de níquel aleación aleado con cromo, titanio, aluminio y cobalto, otro material llamado Discaloy que es un material modificado del acero inoxidable con aditivos de molibdeno, wolframio, y titanio, otro material llamado Nimoplay que está compuesto por un núcleo de cobre plaqueteado con Nimonic 75. (ECURED, 2015)

Para que la pulverización de combustible sea correcta se utiliza uno o varios inyectores que pueden ser simplex o dúplex, además en algunos motores y dependiendo de la demanda del operador también se inyecta agua para incrementar el empuje o para permitir la reducción de la temperatura del aire. El agua puede ser inyectado en la entrada del compresor, el difusor pre cámaras o en la cámara de combustión.

Como en el caso del Boeing 747 que por un tiempo de 2.5 minutos se inyecta agua para incrementar el empuje en el despegue debido a que por la cantidad de agua contenida necesitaría un depósito adicional y esto acarrea tener más peso en la aeronave. En los motores se puede tener una bujía o por seguridad un mínimo de 2 las cuales ayudan a la combustión de la mezcla aire-combustible en las cámaras, además estas bujías pueden mantenerse encendidas debido a que la flama permanece constante. (ECURED, 2015)

2.1.5 SECCIÓN DE TURBINA

Cuando la combustión ya está realizada los gases que están en la cámara de combustión pasan a la turbina la cual se encarga en transformar la tercera parte de la energía estos gases en energía mecánica para que estos puedan

mover el compresor que lo hace a través del eje del motor y de su caja de accesorios. El resto de energía que sobran de los gases resultantes, estos pasan a la tobera los cuales cumplen la función de que se cumplan el principio de acción-reacción el empuje. Debido a las grandes presiones y temperaturas a la que tiene que estar expuestos los alabes de la turbina, los principales materiales que se utilizan son los aceros inoxidables y superaleaciones que son a base de níquel y cobalto. (Rivas, 2003)

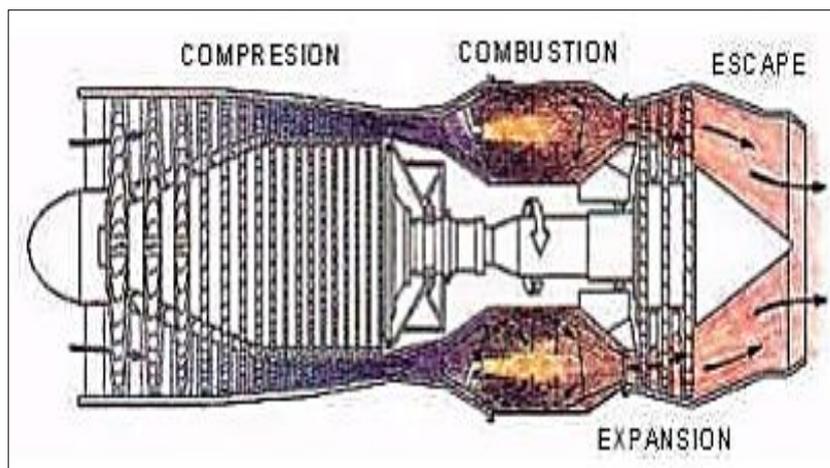


Figura 5 Sección de turbina

Fuente: (Rivas, 2003)

La última etapa que tiene este motor es la tobera, en la cual su función es la de transformar la presión de los gases de salida en velocidad, muy diferente a la función que tiene el difusor de entrada donde tenemos dos tipos de toberas las cuales son conocidas como toberas convergentes y toberas divergentes.

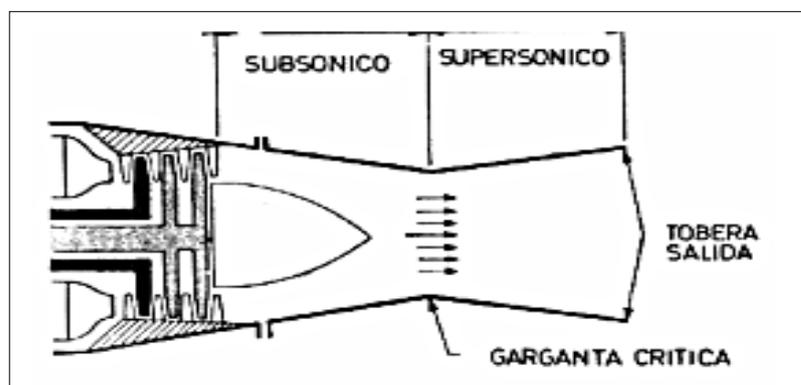


Figura 6 Disposición de la sección de escape de un motor a reacción

Fuente: (Rivas, 2003)

También existen toberas de posición variable las cuales controlan la velocidad de salida de los gases que pasan por ella y por tanto lo que es el empuje, lo cual lo hace mediante placas móviles o mediante un cono que es de posición variable, otros tipos de toberas son las que se les conoce como vectoriales que estas son capaces de desviar el flujo de gases en distintas direcciones, el cual su objetivo es mejorar la maniobrabilidad de la aeronave por eso este tipo de toberas solo se utilizan en el campo militar. (Rivas, 2003)

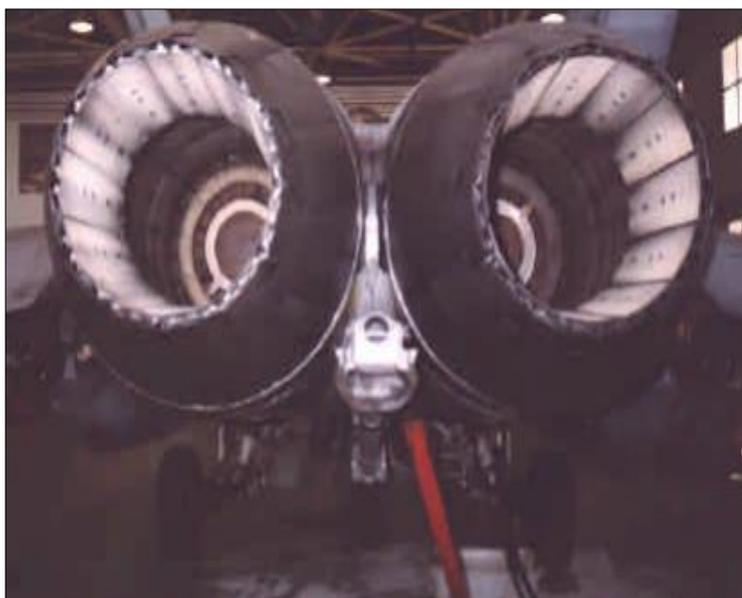


Figura 7 Toberas de un motor a reacción con prestaciones supersónicas

Fuente: (Rivas, 2003)

2.1.6 SISTEMA DE COMBUSTIBLE

Este sistema es el encargado de entregar de manera automática el combustible durante todos sus regímenes de funcionamiento. En los sistemas de combustible básicos empieza desde los tanques donde se encuentra localizadas dos bombas Boost las cuales ayudan a que el combustible sea extraído de los tanques de combustible, una bomba es centrífuga y la otra es eléctrica sumergida. En la Dry Bay está localizada la válvula Shutoff que es la encargada de permitir el corte de combustible, luego el combustible pasa por el flujómetro el cual indica en cabina la cantidad de combustible que se está consumiendo por hora que en algunos casos la indicación dada es en Libras/hora.

Del FCU el combustible sale dosificado en la cantidad necesaria para ser atomizado por los inyectores, en el caso de los motores Pratt & Whitney PT6 posee 14 inyectores que se dividen en 7 primarios, 6 secundarios y 1 de entrada, y 28 tubos de transferencia, finalmente el combustible llega a las cámaras de combustión donde se mezcla con el aire para la combustión. (Sanabria, 2016)

2.1.7 SISTEMA DE LUBRICACIÓN

El sistema de lubricación está designado para que permita proveer un flujo continuo de aceite limpio a los cojinetes del motor, engranajes, torquímetro, hélice, y caja de accesorios. El aceite recorre los componentes del motor ya mencionados, para permitir el enfriamiento y llevar las impurezas al filtro para que sean retenidas. Durante las condiciones operacionales del motor los inyectores calibrados permiten suministrar la cantidad adecuada de aceite a los cojinetes del motor. Para que el lubricante llegue a la caja de accesorios es necesario una bomba de presión que se encuentra situada en el tanque de aceite además se necesitan tuberías externas para que el lubricante llegue al gas generador y a la caja de reducción.

El tanque de aceite es el espacio que existe entre el inlet case del compresor y la caja de accesorios, el tanque tiene un tubo de llenado que está ubicado en la caja de accesorios en la posición de las 11, se utiliza una varilla para la indicación de la cantidad de aceite, estas indicaciones están dadas en cuartos de galón hasta que se complete la cantidad de máxima. En la parte más alta del tanque de aceite se sitúa un sistema de respiradero y un sistema de prevención de sobrellenado, y para que el fácil drenado del aceite se utiliza un tapón en la parte más baja del tanque. (Turbine, 2012)

En el tanque, el aceite es presurizado por una bomba de engranajes situada en la parte más baja del tanque para luego permitir que el aceite circule por todo el sistema, la bomba está fabricada por dos engranajes el primero se llama engranaje impulsor el cual recibe el movimiento por medio de un eje y el otro es un engranaje conducido, y todo esto dentro de una caja de magnesio la cual también provee alojamiento al filtro y a la válvula de alivio.

El filtro de aceite está situado en el inlet case del compresor en la posición 3 del reloj, el conjunto comprende una carcasa donde se sitúa el filtro, una válvula de derivación (By-pass valve), y una válvula unidireccional (Check valve). El aceite a presión circula por la válvula unidireccional y el filtro antes de que el lubricante pase por los agujeros de la carcasa y llegue al motor, con ello permitiendo que las impurezas se queden en el filtro, la válvula unidireccional no permite que el aceite baje por gravedad al motor, además permite remover el filtro sin necesidad que el aceite sea drenado. En caso de que el filtro se obstruya existe una válvula de derivación (by-pass valve) que permite que el lubricante fluya por la parte superior del filtro y siga su curso con normalidad por el sistema. (Turbine, 2012)

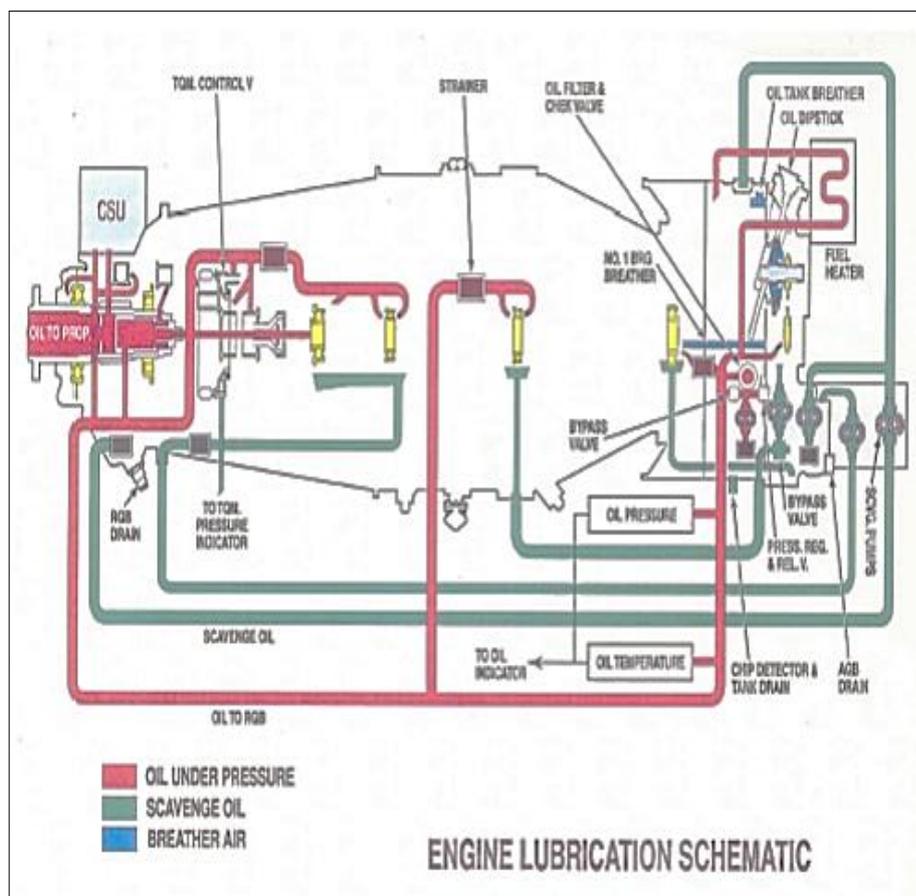


Figura 9 Esquemático del Sistema de lubricación del motor Pratt&Whitney Pt6
Fuente: (Turbine, 2012)

2.2 TIPOS DE MOTORES TURBOHÉLICE

2.2.1 ALLISON T56

Motor turbohélice militar que posee un eje simple, 14 etapas de compresor axial y 4 de turbina que ha sido fabricado a partir de 1954 por la empresa Allison Engine Company, a pesar de que años después en 1995 esta empresa fue adquirida por Rolls Royce, quienes continuaron la producción este motor con una versión comercial denominada 501-D y produciendo más de 18.000 unidades y sosteniendo un total de 200 millones de horas de vuelo.

Este motor se encuentra en las aeronaves; C-130 Hercules, E-2 Hawkeye, P-3 Orion. Este motor es sin duda uno de los motores más populares desde que se conoció el sistema de turbohélice el cual no deja de ser una turbina la cual comprime el aire y este lo expulsa a una gran velocidad y una alta presión. La versión comercial de este motor se designa 501-D, el cual se ha producido desde el año 1954 más de 18.000 unidades que estas acumulan más de 200 millones de vuelo. (ALLYSON, 2017)



Figura 10 Aeronave Hercules C-130 con Motores Allyson T56

Fuente: (ALLYSON, 2017)

2.2.2 DONGAN WJ5

Motor turbohélice fabricado en el año 1965 por la compañía Dongan Engine Manufacturing Company que su fabricación se basó en el motor soviético Ivchenko AI-24 tiene una variante denominada WJ5A, las aeronaves que poseen este motor son; Xian Y-7 y Harbin SH-5. Este motor su potencia equivalente de despegue fue de 1.874 KW, la fábrica de este motor tenía una excelente base de tecnología y una buena administración donde los que eran miembros y personal de esta fábrica tenían iniciativas muy altas.

Esto ayudo para que terminaran los dibujos de detalles lo cual completaron el diseño y así la fabricación de miles de equipos y utilidades, el prototipo de este motor recién el año 1966 paso lo que era la prueba de 100 horas, en el año 1968 este motor se transfirió a HEF para tener un desarrollo continuo, una vez que estaba en HEF tuvo que pasar 13 pruebas de resistencia mediante 8 prototipo de motores desde el año 1968 hasta el año 1976. El diseño de este avión fue certificado por el estado en Enero del año 1977 (BILL, 2012)



Figura 11 Motores WJ5 en la aeronave Xian Y-7 de la aerolínea Lao Aviation

Fuente: (BILL, 2012)

2.2.3 WALTER M601

Motor turbohélice fabricado en la Republica Checa por Walter Aircraft Engines, este motor tiene sus prestaciones en aeronaves de entrenamiento militar, Comercial y agrícola. Este motor estaba destinado para el uso en la aeronave L-410 pero no fue competente por lo cual la empresa desarrollo una versión mejorada denominada M601A, que tenía un mínimo incremento en el diámetro. Este motor brinda sus prestaciones en las aeronaves; Aerocomp Comp 10 XL, Ayres Thrush, Dornier Do 28, Let L-410 Turbolet. Estos motores han sido ampliamente utilizados en aeronaves bimotors L4-10 que tienen como función operaciones de carga y transporte en el ámbito aeronáutico pero estos motores también se los ha adecuado para otros tipos de aeronaves como por ejemplo Piper Malibu, King-Air. ST51 Mustang entre otros. (YAK-AVIATION, 2012)



Figura 12 Aeronave L-410 con motores M601

Fuente: (YAK-AVIATION, 2012)

2.2.4 ROLLS ROYCE DART

El motor Rolls-Royce RB.53 Dart es un modelo de turbohélice británico que se resalta por su larga vida que tiene este motor el cual su casa fabricante es Rolls Royce Limited, este tipo de motor se comenzó a producir a finales de los años 40, el cual estaba equipando a la aeronave Vickers Viscount que se convirtió en unos de los aviones más exitoso de la posguerra el cual tuvo su primer vuelo en al año 1948.

El Dar el cuan hace referencia a un nombre del río ingles se mantuvo hasta el año 1987 en producción donde las ultimas aeronaves fueron F-27 y H.S.748. Este motor tenía una potencia de salida que era alrededor de 1.120KW, pero esto era en las primeras versiones y muy cerca del doble de la segunda como fue la que se equipó en el NAMC YS-11 que fue para lo que tenía que ver con líneas aéreas, en algunas versiones tenia lo que era incorporada una inyección de agua/metanol que esto era muy bueno debido a que esto era un restaurador de energía en condiciones de altura y calor. Este motor tenía un compresor centrífugo de dos etapas con 7 cámaras de combustión y tres etapas de turbina, el motor usaba combustible kerosene. (Dart R. R., s.f.)



Figura 13 Aeronave F-27 con motores Rolls Royce Dart
Fuente: (ROYCE, 2015)

2.2.5 PRATT & WHITNEY CANADA PT6

Este tipo de motor aeronáutico es un turbohélice el cual es producido por Pratt & Whitney Canadá. Estos motores se destacan porque es una familia PT6 y genera una alta fiabilidad en donde tiene un tiempo de duración de 9000 horas MTBO que son en algunos modelos.

Este tipo de modelo cubre los rangos de potencia entre 580 y 920 caballos de potencia en eje que son muy importante en las series originales y llega hasta 1.450 KW en series de mayor tamaño, lo que se refiere a las variantes PT6B y PT6C son específicamente para helicóptero. Son los motores turbohélice más populares y reconocidos en la historia. (BILL, 2012)



Figura 14 Aeronave Antonov An- 28 con motores PT6

Fuente de: (BILL, 2012)

2.2.6 ROLLS-ROYCE AE 2100

Es un motor aeronáutico muy conocido de tipo turbohélice, este tipo de motores lo fabrica la compañía Rolls-Royce North América., el motor es un avance del AE 1107 solo que este está equipado en los aviones V-22 Osprey, en este motor tiene doble eje y consta con un compresor de alta de 14 etapas mientras que el compresor de baja presión consta de dos etapas, este tipo de motor fue aplicado en aparatos militares en su primera versión pero estos eran fabricados por Allison Engine Company y en 1995 por Rolls Royce, hay tres versiones D2, D3, J pero tienen una diferente la cual es que el D2 tiene una menor longitud en cambio el D3 tiene mayor peso, el J es el más ligero entre los tres.

Con respecto al eje de baja presión este es impulsado por una turbina eléctrica la cual tiene dos etapas y esto hace que se accionen las cajas de engranajes de reducción planetaria que está conectada con la hélice, este tipo de motor fue el primero en usar FADECs que sirvió para controlar la hélice, el motor AE2100 tiene que ver con un derivado turbo propulsado del motor AE 1107C-Liberty que es un motor de turbo eje. (BILL, 2012)

Una de las cosas que llamo la atención de este motor fue el diseño modular que y los diferentes componentes de fácil acceso ya que gracias a esto reducía costos en lo que tiene que ver con el mantenimiento, hasta la

actualidad de han dado más de 18000 motores AE2100 los cuales han acumulado más de 8 millones de horas de vuelo debido a todo esto este motor brinda una confiabilidad y valores excepcionales para el cliente (Balle, 2016)



Figura 15 Aeronave C130-J con motores Rolls Royce AE 21
Fuente: (Balle, 2016)

2.3 RESEÑA HISTÓRICA AVIÓN FAIRCHILD F-27J

Fokker y Fairchild empezaron a relacionarse en 1952. El fin de su unión era buscar conseguir un avión que reemplace el DC-3. Inicialmente la compañía Fairchild obtuvo el permiso tras la obtención de la licencia de fabricación para la producción de los aviones de entrenamiento Fokker S.11, S.12 y S.14. En el año 1956, específicamente el 26 de abril la compañía Fairchild logra consensar con Fokker para construir bajo licencia el avión Fokker F27, en aquel tiempo estaba desarrollándose en Holanda, pero finalmente se decidió la construcción en Hagerstown, Maryland.

El primer pedido de la aeronave en producción F27 lo realizó la aerolínea West Coast Airlines con una cantidad de cuatro aviones, posterior fue la aerolínea Bonanza Airlines con un requerimiento de tres unidades y Piedmont Airlines solicitó siete unidades; estas fueron las primeras aerolíneas en contar con un F27 en su flota.

Los aviones producidos por Fairchild recibieron denominaciones diferentes a los modelos holandeses: F.27-100 producido por Fokker equivalía al F-27 de Fairchild. F.27-200 al F-27A de Fairchild. F.27-300 al F-27B de Fairchild. Fairchild desarrolló sus propias versiones con correspondencia a las versiones de Fokker, tal como el F-27F (un avión con configuración ejecutiva), el F-27J un avión más pesado que el F-27F y con turbopropulsores Dart Mk 532-7 para la aerolínea Allegheny Airlines y el F-27M que es un diseño con mejores prestaciones de performance en alta cota. (Aircraft, 2000)



Figura 16 Fairchild FH-227

Fuente: (Aircraft, 2000)

El suministro de energía de la aeronave Fairchild F-27J está dada por dos turbopropulsores Rolls-Royce Dart RDa.7 Mk 532-7L, su trabajo en conjunto logra desarrollar un empuje de 4600 horse power (HP), lo que permite desarrollar una velocidad de 435 km/h (velocidad de crucero).

La mayor desventaja de estos generadores de empuje es la cantidad de consumo de combustible, sin embargo, este tipo de aeronaves son de gran confiabilidad. Tras las investigaciones de los choques aéreos en los que estas aeronaves han estado involucradas se determinó que no fueron características técnicas las que provocaron los accidentes sino por otros factores tal como: condiciones climatológicas, errores de maniobras de pilotos, etc. (Aircraft, 2000)



Figura 17 Avión Fairchild F-27J

Fuente: (Aircraft, 2000)

2.3.1 ESPECIFICACIONES FAIRCHILD F-27.

- Tripulación: 3 personas
- Pasajeros: 52 personas;
- Longitud de las aeronaves: 25,5m;
- Envergadura: 29,0m;
- Altura del plano: 8,4m;
- Peso en vacío: 10400kg;
- Carga útil: 9330kg;
- Peso máximo de despegue: 19730kg;
- Velocidad de crucero: 435 km\h;
- Velocidad máxima de vuelo: 532km\h;
- Distancia máxima de vuelo: 2660km;
- Altura máxima de vuelo: 8540m;
- Central eléctrica: 2 motores Rolls-Royce Dart RDa.7 Mk 532-7L;

- Potencia: 2motores con 2300hp cada uno. (Avia.Pro, 2016)
- Hélices: Cuadripala.
- Régimen máximo: 16.500 rpm, Posiciones: Ground fine pitch 0°, Flight fine pitch 16°, Cruise pitch 28° y Feathered con 83°.
- Diámetro de la hélice: 3,81 m (12,5 ft)
- Velocidad nunca excedida (V_{ne}): 478 km/h (297 MPH; 258 kt)
- Velocidad máxima operativa (V_{no}): 420 km/h (261 MPH; 227 kt)
- Velocidad crucero (V_c): 407 km/h (253 MPH; 220 kt)
- Velocidad de entrada en pérdida (V_s): 157 km/h (98 MPH; 85 kt)
- Velocidad mínima controlable (V_{mc}): 166 km/h (103 MPH; 90 kt)
- Alcance: 2 661 km (1 437 nmi; 1 653 mi)
- Techo de vuelo: 8 535 m (28 002 ft)
- Caja de reducción del motor: 0,093:1.
- Flaps: 7 posiciones.
- Combustible: 5.150 l (1.364 galones).
- Consumo: 202 gal/hora.



Figura 18 Motor Rolls-Royce Dart RDa.7 Mk 532-7L
Fuente: (Aircraft, 2000)

Para garantizar la aeronavegabilidad de la aeronave, los técnicos de mantenimiento se basan en documentación técnica que dotan de información sobre lo que se va a realizar en un mantenimiento ya sea programado, no programado y/o cero horas (overhaul). El mantenimiento son actividades y/o tareas requeridas para garantizar que la aeronave pueda cumplir con operaciones de vuelo seguras tras reemplazo de partes, modificación o rectificación de defectos.

Los mantenimientos se realizan en base a los programas de mantenimiento, los cuales se realizan bajo las RDAC (Ecuador) a la cual la compañía va a realizar sus operaciones; los programas de mantenimiento se realizan en base al manual de mantenimiento de la aeronave.

- A.** Mantenimiento Programado. - Tareas de inspección y/o mantenimiento en intervalos precisos.
- B.** Mantenimiento No Programado. - Procedimientos, normas e instrucciones para el cumplimiento de tareas generadas por informe de fallas de los pilotos u otra necesidad.
- C.** Mantenimiento Cero Horas. - Es el conjunto de tareas cuyo objetivo es revisar los equipos a intervalos programados bien antes de que aparezca ningún fallo, bien cuando la fiabilidad del equipo ha disminuido.

CAPITULO III

DESARROLLO DEL TEMA

3.1 PRELIMINARES

En el presente capítulo, se detallan los procedimientos para realizar la verificación operacional del sistema de anti-hielo del motor Roll Royce de la aeronave Fairchild F27J, perteneciente a la Unidad de Gestión de Tecnologías – ESPE, mismo que consta con todos y cada uno de los procedimientos, herramientas y materiales que se requieren para dicha verificación. Se puso en marcha todos los conocimientos adquiridos en la Unidad de Gestión de Tecnologías. El presente capítulo tiene la finalidad de impartir nuevos conocimientos tanto teóricos como prácticos para la formación de los estudiantes y a la vez como material didáctico para llevar a cabo la verificación de componentes del sistema de anti-hielo del motor

3.2 TOMA DE AIRE DEL MOTOR - PRACTICAS DE MANTENIMIENTO

Para realizar las pruebas eléctricas en el mantenimiento y verificación operacional del sistema de anti-hielo de la toma de aire de la aeronave Fairchild FH27J es necesario primeramente que este desmontado de la aeronave para lo cual siga los siguientes pasos

3.2.1 REMOCIÓN/INSTALACIÓN

3.2.1.1 Remoción del capó de admisión de aire del motor

1. Retire la hélice y el spinner como se describe en el Cap.61.
2. Corte el alambre de seguridad y desconecte el enchufe del arnés eléctrico, la conexión de la toma de deshielo en la cara posterior del capó.
3. Desconecte el sistema de extinción de incendios del motor en el segmento en T del lado izquierdo de la parte trasera del capó.

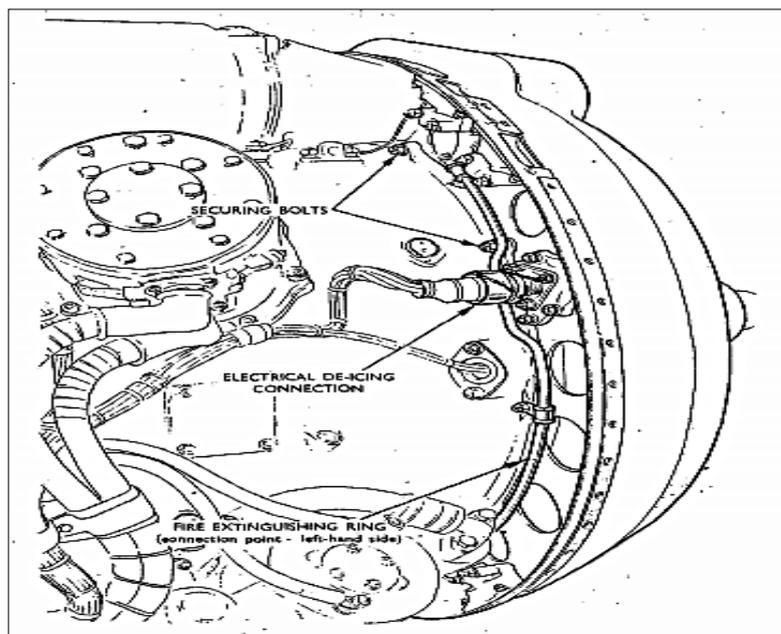


Figura 19 Punto de conexión del capó de entrada de aire

Fuente: (Dart R. R., 1966)

4. Retire el pasador de seguridad de las tuercas almenadas que aseguran el capó a la carcasa de admisión de aire; utilizando la herramienta RK. 14014, para evitar que los pernos del capó giren, retire los tuercas almenadas y arandelas lisas para liberar el capó. Retire el cowling del motor y retire los pernos, los casquillos y la goma del diafragma del cowling.

3.2.1.2 Instalación del capó de admisión de aire del motor

NOTA: Antes de montar el capó, asegúrese de que los agujeros en el tubo del sistema de extinción de fuego no estén bloqueados (26-20-1).

1. Examine los casquillos (ferrule bushes) para ver si están desgastados o deteriorados; cambiar si es necesario. Inserte diez (ferrule/rubber) casquillos de caucho en la unidad agujeros en el diafragma del capó, entrando en los ensamblajes desde atrás de modo que cada casquillo se interponga entre la brida del casquillo y la parte trasera, cara frontal del diafragma (Fig.202); montar los casquillos restantes a los pernos del capó, con la brida del casquillo hacia la cabeza del perno.

2. Instale y asegure el capó a la carcasa de entrada de aire, temporalmente, con cinco pernos equidistantes; asegure cada perno con una arandela plana y tuerca almenada.

NOTA: Introduzca los pernos desde la cara frontal del diafragma del capó, accediendo a través de los agujeros de gran diámetro del diafragma.

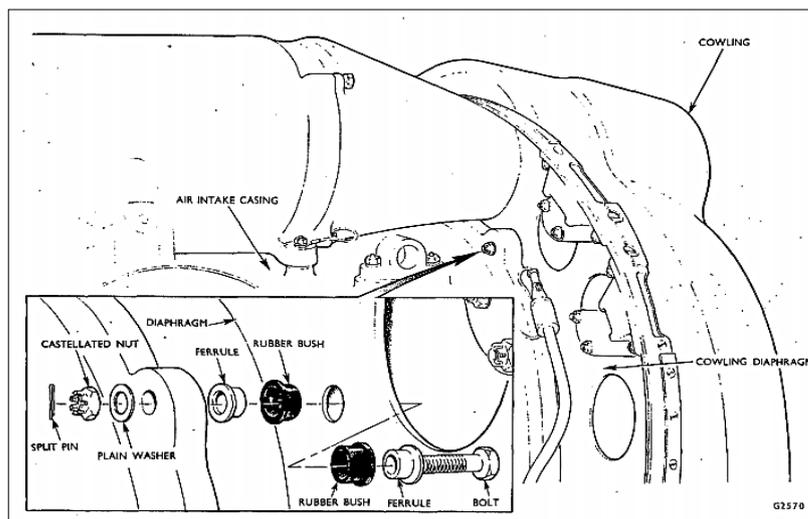


Figura 20 Casquillos y pasadores – detalle de montaje
Fuente: (Dart R. R., s.f.)

Utilizando el calibrador de espesores, compruebe que existe un espacio libre de al menos 0,010 pulg. Entre el labio interno del diafragma del cobertor y la cara frontal de la carcasa de admisión de aire. Si el espacio libre no es satisfactorio, compruebe que los casquillos estén correctamente montados y examinar el diafragma del cobertor para evidencias de daño o distorsión.

NOTA: Si no se puede obtener el juego correcto, cambie el juego completo o el diafragma.

3. Cuando se haya establecido el espacio para el labio interior, compruebe que existe un espacio libre de 0,015 pulg. a 0,050 pulg. entre el diafragma del cowling y la cara frontal de la carcasa de entrada de aire del enfriador de aceite. Si esta holgura es insatisfactoria, retire la carcasa de la entrada de aire del enfriador de aceite y cambie la arandela de ajuste para establecer la holgura requerida:

a) Retire los tornillos de fijación, las arandelas de resorte (presión) y las arandelas biseladas, asegure la carcasa de entrada de aire al refrigerador de aceite; retire la carcasa de entrada y la arandela de ajuste.

b) Una gama de arandelas de ajuste de 0,040 a 0,120 pulg. de espesor, en incrementos de 0,010 pulg, está disponible. Monte la arandela de ajuste apropiada y la carcasa de la entrada de aire al enfriador de aceite; Asegúrelos con los tornillos de presión, la arandela de resorte y las arandelas biseladas.

4. Una vez establecidos los espacios libres requeridos, monte los pernos restantes y los conjuntos de casquillos de casquillo / caucho contera; asegure cada perno con un tornillo liso y tuerca almenada. Utilizando la herramienta RK. I4014 para evitar que los tornillos giren, apriete las tuercas a la carga de par especificada en 70-01 y asegure con pasadores de seguridad.

5. Conecte el sistema de extinción de incendios del motor en la pieza en T del lado izquierdo de la parte trasera del capó.

6. Conecte el enchufe del arnés eléctrico a la conexión de la toma de deshielo en la cara posterior del capó; bloquee el enchufe con un cable de 0,028 pulg. de diámetro de alambre de acero inoxidable.

7. Monte la hélice y el spinner como se describe en el Cap. 61.

3.2.2 AJUSTE/PRUEBA

3.2.2.1 Comprobación del sistema de protección de hielo con la central eléctrica

(1) Arranque el motor como se describe en 71-00, Ajuste/Test.

(2) Haga funcionar el motor a 12.000 r.p.m. y compruebe el hielo de la central eléctrica el sistema de protección de hielo, descrito en el Cap. 30.

NOTA: Esta prueba solamente se podrá realizar si el motor estuviera operativo, para nuestro caso se omite.

3.2.3 INSPECCIÓN/CHEQUEO

3.2.3.1 Inspección de la toma de aire

1. Inspeccione la cubierta de goma y los elementos de descongelación para ver si hay heridas o ampollas, exposición de los elementos calefactores o signos de sobrecalentamiento (endurecimiento, aplastamiento o fuertes ampollas locales) y deterioro general.

NOTA:

1. Las ampollas normalmente indican un desglose de la unión entre las láminas de la cubierta y los elementos, o la cubierta y capó metálico.



Figura 21 Exposición al sobrecalentamiento

El sobrecalentamiento o el quemado completo pueden ser causados por daños, defectos en el montaje térmico o mal funcionamiento del sistema eléctrico de la aeronave.

PRECAUCIÓN: Un defecto en los elementos de descongelación puede ser difíciles de establecer, especialmente después de que se haya producido un agotamiento. Verifique el sistema asociado de la aeronave después de un fallo de éste o cuando el sobrecalentamiento general es evidente.

2. En caso de ampollas, heridas, exposición de los elementos calefactores, deterioro general, falta de adherencia o levantamiento de la goma en los bordes es evidente, aplique las siguientes normas:

a. Abrir cuidadosamente las ampollas para permitir la examinación de los elementos de calefacción.



Figura 22 Verificación de las ampollas

Si los elementos no están fracturados o agrietados y las láminas de goma inferiores no se han deteriorado, el área afectada puede repararse como se describe en el tema 4, siempre que:

- La ampolla o la acumulación de ampollas no exceda un área de 2.000 plg. cuadradas (después de quitar cualquier parte de la goma circundante, área que no está bien adherida).
- Las áreas afectadas no deben estar separadas por menos de 2.000 pulgadas.
- Las zonas afectadas no deben exceder de tres.

b. Si se aprecian heridas en la cubierta de goma (fuera de la zona de los elementos de calefacción) pueden ser reparados, aunque sean extensos, como está descrito en el tema 4. Si, sin embargo, las heridas están en el área de los elementos calefactores, sólo podrán repararse a condición de que:

- Los elementos calefactores no estén dañados ni fuera de lugar.

- Cualquier corte no debe exceder las 2.000 plg. de longitud.
- Los cortes no deben estar separadas por menos de 2.000 pulgadas.
- Los cortes no exceden de seis en números.

c. Si se ha producido la exposición de los elementos calefactores, la zona afectada o áreas pueden ser reparadas como se describe en el párrafo 4, siempre que:

- Los elementos calefactores no estén dañados o mal colocados.
- Cada área de exposición no excede las 2.000 pulgadas cuadradas (después de eliminar cualquier parte del área de goma circundante que no esté bien adherida).
- Las zonas afectadas no deben estar separadas por menos de 2.000 pulgadas.
- El número de zonas afectadas no exceda de tres.

d. Si, debido a la falta de adherencia, las áreas del recubrimiento de caucho se encuentran en los bordes, pueden repararse como se describe en el párrafo 4, siempre y cuando:

- Las zonas afectadas no superen las doce.
- Cualquier área afectada no excede las 2.000 pulgadas cuadradas.
- Las zonas afectadas no tienen una separación de menos 2.000 plg.

e. Si el revestimiento de caucho ha sufrido un deterioro general la cubierta puede ser reparada como se describe en el párrafo 4, a condición de que:

- Sólo el área exterior de la cubierta está afectada.
- Cualquier área afectada no exceda las 2.000 plg. de largo y 0,750 pulgadas de ancho.

NOTA: Para efectuar una adherencia completa de la reparación y prevenir de elevación, biselar los bordes en el área de corte.

f. Examine la película de laca de la cubierta de goma para ver si está dañada o deteriorada; si es evidente, retocar o renovar la película de laca según sea necesario, como se describe en el párrafo 4.

NOTA: Eliminado

3. Si el daño o deterioro afectan al conjunto de capó de la toma de aire es fuera de las normas especificadas, rechazar el conjunto de carenado y sustituir por un conjunto en buen estado.

NOTA: Una vez desmontado el sistema de anti-hielo se procede a la verificación y comprobación eléctrica utilizando equipos y materiales diseñados para este fin:

3.2.3.2 Comprobación del aislamiento y la resistencia del circuito

1. Siempre que se haya cambiado un conjunto de cowling o se haya efectuado una reparación menor (4, Reparaciones aprobadas), realice las siguientes comprobaciones de resistencia de aislamiento y pruebas de resistencia del circuito antes de poner en marcha el motor en tierra para comprobar el sistema de deshielo.

NOTA: Los límites de aceptación especificados en el párr. (2) y (3) se aplican a motores a los estándares pre-Mod.709 y Mod.709; los límites de aceptación especificados en el párrafo (4) se aplica únicamente a los motores que encarnan el Mod.709.

2. Usando un megger de 1,000 voltios (probador de resistencia de aislamiento) compruebe la resistencia de aislamiento entre cada conexión de terminal y 'tierra'. Gire la manija del megger y compruebe que la resistencia de aislamiento no sea menos de 2 megohmios. Para lo cual siga los siguientes pasos:

PRECAUCIÓN:

- Cuando se realice la prueba de aislamiento asegúrese de remover la fuente de poder de la toma de aire.
 - No cortocircuite los terminales del megger mientras realice la prueba de aislamiento, ya que puede dañar el instrumento
 - No realice mediciones de aislamiento por un tiempo superior a 10seg, puede utilizar el cronometro con el que cuenta el mismo instrumento en la pantalla para no sobrepasar el mismo
 - Mientras está realizando la medición de aislamiento (luz roja encendida) no toque el circuito ya que puede causar un shock eléctrico, presione la tecla test hasta que la luz roja se apague y espere un tiempo prudencial en el caso de que existan capacitores cargados.
- a) Coloque el lagarto rojo en los puntos marcados COM LINE



Figura 23 Conexión COM LINE

- b) Coloque el lagarto negro en el terminal marcado EARTH



Figura 24 Conexión COM LINE Y EARTH

- c) Presione el interruptor ON/OFF para encender el megger



Figura 25 Encendido del MEGGER

- d) Para seleccionar la función de medición de aislamientos en el megger presione el botón HO.



Figura 26 Selección HO para medición de aislamientos

- e) Con las flechas (▲▼) seleccione la prueba de aislamiento a 1000V la cual será mostrada en la pantalla

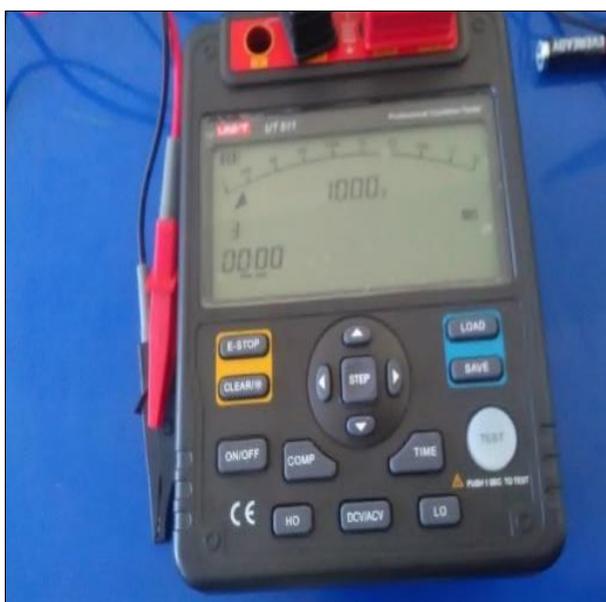


Figura 27 Aislamiento a 1000 voltios

- f) Coloque el terminal negativo en algún tornillo o la masa en la toma de aire



Figura 28 Terminal para hacer masa y cerrar el circuito

- g) Coloque el terminal positivo en el pin de prueba, observe el número marcado en el terminal de dicho pin.

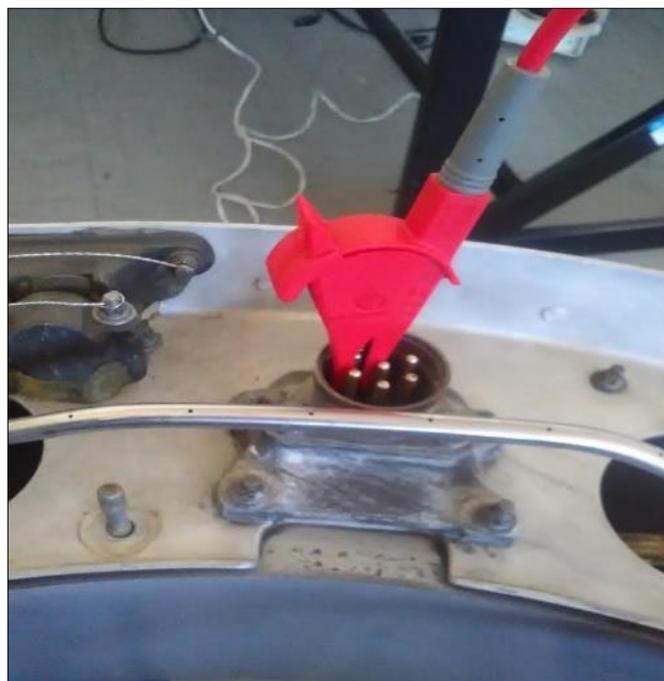


Figura 29 Pin de prueba

- h) Presione la tecla time



Figura 30 Tecla time del megger

- i) Presione la tecla test y manténgala presionada por un segundo hasta que se encienda una luz roja



Figura 31 Tecla test

- j) Observe la lectura en la pantalla del instrumento, que es la medición de aislamiento la cual según la orden técnica no debe ser menor de 2 mega ohmios.



Figura 32 Verificación de medición

- k) Presione la tecla test para salir de la medición y desconectar el alto voltaje de prueba del instrumento, la lectura queda memorizada en la pantalla, anote este valor en el pin correspondiente en la siguiente tabla

Tabla 1

Datos de lectura

PIN	LECTURA DE RESISTENCIA EN MEGA OHMIOS
1	
2	
3	
4	
5	
6	

l) Cambie de terminal de prueba y repita desde el paso (g), para continuar con los demás pines de prueba.

NOTA: Como el metal del cowling de la toma de aire es anodizado, será necesario desnudar una pequeña área para efectuar la conexión a tierra; para la realización de las comprobaciones eléctricas, esta zona debe ser protegida de nuevo contra la corrosión (véase T.S.D.594, O.P.33Q).

3. Utilizando un megger, pero en función de bajo ohmiaje (LO) verifique la resistencia del circuito del sistema de anti-hielo de la siguiente manera:

a) Coloque el lagarto rojo en los puntos marcados COM LINE



Figura 33 Conexión COM LINE

b) Coloque el lagarto negro en el terminal marcado EARTH



Figura 34 Conexión COM LINE y EARTH

- c) Presione el interruptor ON/OFF para encender el megger



Figura 35 Encendido del megger

- d) Para seleccionar la función de medición de resistencia en el megger presione el botón LO



Figura 36 Medición LO (LOW)

e) Coloque los terminales en los pines según la siguiente tabla y mida la resistencia en cada circuito

Tabla 2

Valores de resistencia

TERMINALES	VALORES DE RESISTENCIA
1 y 3	66.4 ohms mínimo 69.8 ohms máximo
3 y 5	
5 y 1	
2 y 4	
4 y 6	14.46 ohms mínimo 15.2 ohms máximo
6 y 2	

NOTA:

1.- La medición de resistencia del circuito no tiene polaridad, por lo tanto, puede conectar el cable rojo y negro del lagarto a los pines de la toma de aire indistintamente.

2.- La medición de resistencia del circuito no utiliza altos voltajes, por lo que, puede topar los terminales sin peligro.

f) Verificar que la resistencia del circuito medida, se ajuste a los valores especificados en la tabla anterior.

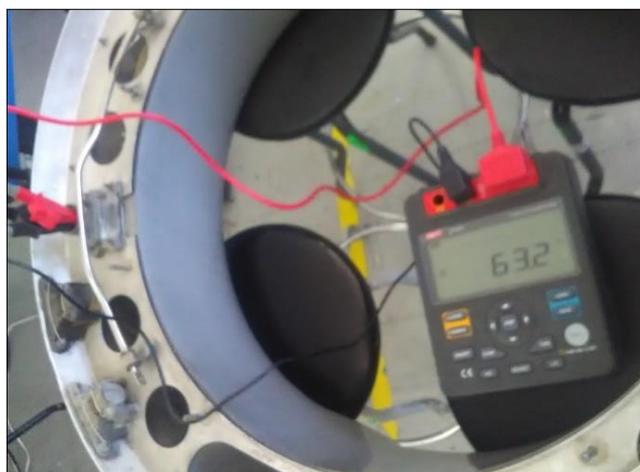


Figura 37 Verificación de medida de R.

4. Con un megger de 1.000 voltios, compruebe la resistencia de aislamiento entre terminales de circuito 1 y 2, 3 y 4, 5 y 6. Compruebe que la resistencia del aislamiento no sea inferior a 2 mega ohmios, siga los siguientes pasos:

- a) Verifique que los terminales estén colocados en la posición correcta



Figura 38 Activación HO para medición

- b) Para activar la función de medición de aislamiento en el megger presione la tecla HO
- c) Coloque los terminales positivo y negativo de prueba en los pines correspondientes (circuito 1 y 2, 3 y 4, 5 y 6), tenga en cuenta el número marcado en el terminal de dicho pin.



Figura 39 Pines de los circuitos

d) Presione la tecla time



Figura 40 Tecla TIME

e) Presione la tecla test y manténgale presionada por un segundo hasta que se encienda una luz roja



Figura 41 Tecla TEST

- f) Observe la lectura en la pantalla del instrumento, que es la medición de aislamiento de los circuitos, la cual según la orden técnica no debe ser menor de 2 mega ohmios.



Figura 42 Verificación de Medición

3.2.3.3 Prueba de funcionamiento del sistema de anti-hielo de la toma de aire del motor Roll Royce de la aeronave Fairchild FH27J

- a) Desconecte los equipos de prueba y medición (megger, multímetro)
- b) Utilice una fuente de poder de 0 a 150VAC variable



Figura 43 Fuente de poder de voltaje variable

- c) Coloque los terminales de la salida de la fuente de poder



Figura 44 Terminales de la fuente

- d) Conecte la salida de la fuente a los pines marcados como se muestra en la siguiente tabla

Tabla 3
Pines

TERMINALES
1 y 3
3 y 5
5 y 1
2 y 4
4 y 6
6 y 2

- e) Encienda la fuente de poder y regule hasta que el voltímetro incorporado en la fuente marque 100Vol.



Figura 45 Fuente calibrada con 100 voltios de salida

- f) Espere 5min y verifique si el área inferior correspondiente está caliente, lo que indica que el circuito está funcionando.



Figura 46 Verificación térmica

g) Apague la fuente de poder y conecte la fuente a otro circuito, repita los pasos anteriores, con los circuitos restantes.

NOTA: Antes de realizar cualquier cambio de circuito apague la fuente de poder para evitar algún shock eléctrico, como también evitar que exista humedad (agua, lluvia, ropa mojada, etc.)

h) Una vez concluida la práctica, desconecte los cables de prueba y colóquelos en su respectivo lugar

4. REPARACIONES APROBADAS

A. Efectuar reparaciones menores al conjunto del cowling dentro de las normas especificadas en el numeral 3. 'Inspección/chequeo'.

B. Preparar el área afectada.

(1) Con un cuchillo afilado, corte con cuidado todas las partes sueltas de la cubierta de goma del área a reparar.

(2) Usando papel abrasivo, Cap.70-12, mezcle los bordes del corte.

(3) Usando benceno o nafta, Cap.70-12, sobre un paño limpio y libre de pelusas, limpiar a fondo la cavidad.

C. Aplicación de cementos filtrantes

NOTA:

1. El compuesto de revestimiento de caucho de neopreno (Adcora P6), está compuesto de dos sustancias, un cemento negro y un endurecedor transparente.

2. El Adhesivo (Boscoprene 2114), está compuesto de dos sustancias, un compuesto blanco y un compuesto viscoso de capa oscura.

Mezcle una cantidad suficiente de materiales en un recipiente limpio, para completar el proceso de reparaciones.

D. Aplicar una capa de goma de neopreno (Adcora P6), en las zonas afectadas por pequeños cortes o levantamiento de caucho en los bordes de la siguiente manera:

(1) Usando un pequeño pincel suave, aplique la mezcla en capas sucesivas, permitiendo que cada capa se seque antes de realizar una nueva aplicación hasta que la cavidad se rellene, hasta el nivel del área circundante.

(2) Cuando la cavidad esté llena, deje que el cemento se endurezca por un período de más de dos horas.

(3) Usando papel abrasivo, Cap.70-12, frotar la reparación hasta que se restablezca el contorno del área.

NOTA: El exceso de cemento debe ser removido del área de la reparación para evitar la posibilidad de crear un gradiente de temperatura en ese punto debido a una acumulación en el recubrimiento del elemento.

E. Aplique adhesivo (Boscoprene 2114), a las áreas afectadas por ampollas, cortes, exposición de los elementos calefactores o el deterioro general, según se indica a continuación:

(1) Aplicar dos capas de Bostik 1799, Cap.70-12, a los elementos expuestos.

(2) Usando una cuchilla de paleta o una herramienta similar, aplique el adhesivo (Boscoprene 2114) mezcle hasta que la cavidad se llene hasta el nivel del área circundante. Deje que el cemento se endurezca durante aproximadamente una hora.

(3) Usando papel abrasivo, Cap.70-12, frote la reparación hasta que se restablezca el contorno del área.

NOTA: El exceso de cemento debe ser removido del área de la reparación para evitar la posibilidad de crear un gradiente de temperatura en ese punto debido a una acumulación en el recubrimiento del elemento.

F. Retoque o reparación del revestimiento protector de laca.

(1) Retire la película de laca en las áreas locales de la siguiente manera:

(a) Usando papel abrasivo, Cap. 70-12, retire la película de laca.

(l) Si la laca se vuelve pegajosa y difícil de quitar, aplique un encubrimiento de Ardrex 20, Cap.70-12, al área resistente y dejar actuar durante 20 minutos.

b) Repetir como en la letra (a)

c) Use un paño sin pelusa y tolueno, Cap. 70-12, limpie la superficie completamente.

(2) Prepare las formulaciones de Vulcapreno A y B inmediatamente antes de usar de la siguiente manera:

a) Formulación A: 34 partes de solución de vulcapreno (aluminio), Cap.70-12, parte 1 Vulcabond TX, Cap.70-12, por peso.

b) Formulación B: 34 partes de solución de vulcapreno (amarillo), Cap. 70-12, parte 1 de Vulcabond TX, Cap.70-12 por peso

NOTA: Después de agitar el Vulcabond TX en las soluciones de Vulcapreno, la mezcla debe ser usada dentro de 8 horas.

(3) Aplique las formulaciones por buje de la siguiente manera:

(a) Usando un cepillo suave, y cepillando principalmente en una dirección, aplique las formulaciones en el orden indicado en la siguiente tabla, agitando de vez en cuando, para evitar la segregación de la masilla de aluminio.

Tabla 4
Formulaciones

COATING	First	Second	Third	Fourth	Fifth
FORMULATION	A	B	A	B	A

i) Si el acabado de color requerido es amarillo, utilice la solución de Vulcapreno amarilla en formulación A y la solución de aluminio Vulcapreno en la formulación B.

ii) Si se requiere algún otro color de acabado que no sea aluminio o amarillo, se obtiene añadiendo cantidades variables de colorantes solubles en alcohol a solución de Vulcapreno de aluminio. Utilizar la solución de aluminio teñido en la formulación A y la solución de aluminio liso en formulación B,

NOTA: Cap.70-12 proporciona información sobre colores alternativos, soluciones de Vulcapreno y en kits de laca de retoque.

(4) Deje que cada capa se seque durante un período mínimo de 20 minutos (a temperatura ambiente) antes de aplicar el siguiente, utilizando la diferencia de color de los recubrimientos para comprobar que el recubrimiento es uniforme y complete en cada operación.

NOTA: El espesor total de los cinco recubrimientos debe ser de aprox. 0,005 plg.

5. PRESUPUESTO

En el presupuesto del siguiente proyecto se realizaron una serie de gastos para llevar a cabo la verificación operacional del sistema de anti-hielo del motor Roll Royce, fueron \$2000 que se invirtieron para la realización del proyecto.

5.1 Costos primarios

- Materiales y herramientas

5.2 Costos secundarios

- Tramites
- Elaboración de textos
- Varios

5.3 Total de Costos

Tabla 5

Descripción de costos

Descripción de costos	Valor
Megger	1300
Fuente de poder	300
Tramites de graduación	10
Elaboración de textos	120
Varios (Transporte, alimentación, internet	270
Total	\$2000

CAPITULO IV

CONCLUSIONES

- El objetivo fundamental de la presente tesis fue abordar el problema de la obtención de datos para la verificación operacional del sistema de antihielo de la aeronave FAIRCHILD F27J, datos que nos ofrecen valores específicos sobre si el componente del sistema se encuentra en óptimas condiciones de funcionamiento o no, los equipos de medición de continuidad y aislamiento aportaron una solución para obtener datos confiables y verídicos del sistema de antihielo del motor.
- Se realizó la inspección de los elementos de calefacción del motor del ROLL ROYCE de la aeronave FAIRCHILD F27J, en la cual se evidenció que los sistemas de calefacción en algunos de los casos se encuentran operando de forma segura.
- Para realizar la verificación operacional de los elementos de calefacción del sistema de antihielo del motor ROLL ROYCE de la aeronave FAIRCHILD F27J, se implementó los instrumentos de medición como son de aislamiento y continuidad los cuales permitirán a los estudiantes y docentes de la carrera de Mecánica Aeronáutica de la Unidad de Gestión de Tecnologías, realizar prácticas de verificación operacional de los sistemas de calefacción del motor, colocándolos con la realidad en el campo laboral.

RECOMENDACIONES

- Para realizar cada una de las prácticas de mantenimiento como son la verificación operacional del sistema de antihielo se debe tomar en cuenta cada uno de los pasos del manual de mantenimiento del motor de la aeronave en la cual estipula cada uno de los parámetros en los que se debe ajustar cada sistema de elementos de calefacción del motor
- Se debe contar con todos los equipos de medición, en buen estado ya que se puede obtener una falsa lectura de las medidas de aislamiento y continuidad, lo cual afectará los parámetros de medición del manual, mismo que afectará la aeronavegabilidad de la aeronave.

- Para cada procedimiento de mantenimiento de la aeronave se debe usar el equipo de protección personal, para salvaguardar la integridad del personal y de los componentes de la aeronave, ya que una mala conexión podría provocar un cortocircuito en todo el sistema de calefacción del motor.

GLOSARIO

A

Aeronave: Toda máquina que puede sustentarse en la atmósfera por reacciones del aire que no sean las reacciones del mismo contra la superficie de la tierra.

Aeronavegabilidad: Es la aptitud técnica y legal que deberá tener una aeronave para volar en condiciones de operación segura.

C

Cámara de combustión: Componente hueco de un motor donde se mezcla y se quema el combustible a alta presión

I

Inspección: Examen o reconocimiento para comprobar el estado de algún componente

Instalación: Se refiere a una estructura que puede variar en tamaño y que está dispuesta a cumplir un objetivo específico

M

Mantenimiento: Es realizar tareas preventivas o correctivas para asegurar el buen estado de un elemento o componente.

Motor de la Aeronave: Motor empleado o cuya intención es impulsar una aeronave. Incluye turbo sobre alimentadores, componentes y accesorios necesarios para su funcionamiento excluyendo las hélices.

R

Refrigeración: Se entiende por refrigeración a aquel proceso mediante el cual se busca bajar o reducir la temperatura del ambiente, de un objeto o de un espacio cerrado a partir del enfriamiento de las partículas.

ABREVIATURAS

DME.- Equipo de medición de distancia.

EPP: Equipos de Protección Personal

FAE: Fuerza Aérea Ecuatoriana

FCU: Fuel Unit Control (Unidad de control de combustible)

GPS.- Sistema de posicionamiento global.

HP: Caballos de fuerza

IPC: Ilustres part catalog (Catálogo Ilustrado de Partes)

KM: Kilómetros

NASA: National Aeronautics and Space Administration (Administración Nacional de la Aeronáutica y del Espacio)

OMA.- Organización de mantenimiento aprobada.

PSI: Pounds per Square Inch (Libras por Pulgada Cuadrada)

RPM: Revoluciones Por Minuto

SHP: Shaft Horse Power (Caballos de potencia en eje)

BIBLIOGRAFÍA

- Aircraft, F. (2000). *Fairchild Aircraft*. Obtenido de <https://www.globalsecurity.org/military/industry/fairchild.htm>
- ALLYSON. (28 de NOVIEMBRE de 2017). *ALLYSON T56*. Obtenido de <https://airandspace.si.edu/collection-objects/allison-t56-1-501-d13-turboprop-engine-cutaway-motorized>
- Anzola, M. (s.f.). *Motores aa Reaccion-Turbohelice* . Obtenido de https://www.academia.edu/7376200/Motores_a_Reacci%C3%B3n_-_Turboh%C3%A9lice?auto=download
- Avia.Pro. (11 de 01 de 2016). *Avión Fairchild F-27J*. Obtenido de AVIA.PRO: <http://avia-es.com/blog/fairchild-f-27-tehnicas-harakteristiki-foto>
- Balle, J. K. (3 de 10 de 2016). *POWERWEB*. Obtenido de http://www.powerweb.com/Engine/Rolls-Royce-AE-2100.html?fbclid=IwAR2i-_Kj-LQHG50byk-TZ3smvuzxzNDyh_NOMv-LD9joLC5ENEPmYK9FZxc
- BILL, G. (14 de JUNIO de 2012). *World Encyclopedia of Aero Engines*. Obtenido de <https://www.thriftbooks.com/a/bill-gunston-motor-turbohelice>
- BuckerBook Blog*. (11 de 09 de 2016). Obtenido de BuckerBook Blog: https://www.buckerbook.es/blog/el-motor-turbohelice-allison-t56-uno-de-los-mas-importantes-de-la-historia/?fbclid=IwAR05YvyFihT7GpdK_zcqBPHasbJtGkASi-nEcAZVY0U3kelEpKk8kMbotA
- Dart, R. R. (1966). Engine Intake Cowling. En R. R. Dart.
- Dart, R. R. (s.f.). *Rolls Royce Dart*. Obtenido de Rolls Royce Dart: <http://www.esacademic.com/dic.nsf/1022663?fbclid=IwAR3GFRcrLvBpvSXJ7rYL8n78lwgkGmdUkxgqpDX5NDISN6e5xqo5Y6J2Wkk>
- ECURED. (2015). Obtenido de Cámara de combustión: https://www.ecured.cu/C%C3%A1mara_de_combusti%C3%B3n
- Muñoz, Á. (24 de 02 de 2012). Obtenido de <https://www.mundocompresor.com/articulos-tecnicos/diferentes-tipos-compresores>
- Pike, J. (11 de 07 de 2011). *GlobalSecurity.org*. Obtenido de GlobalSecurity.org: https://www.globalsecurity.org/military/world/china/wj5.htm?fbclid=IwAR2vVGAoAgk73bmjwMKyPU0H4z1L9d0KJn14_dYyunBsVdTWTk5hkOLjOxU
- Rivas, A. G. (15 de 03 de 2003). Obtenido de <file:///C:/Users/NELSON%20TIGSE/Downloads/turbinas.pdf>
- ROYCE, R. (14 de 09 de 2015). *Avanzando los transportistas del mundo*. Obtenido de Avanzando los transportistas del mundo.: https://www.rolls-royce.com/products-and-services/defence-aerospace/transport-tanker-patrol-and-tactical/ae-2100.aspx?fbclid=IwAR1TbgS12_FTbl1xsXpjiWmhVyRB3al78TA7QX950CNBG-fEMf7WW88dyhc#section-programme-updates

- Sanabria, J. (15 de Marzo de 2016). *Sistema de combustible PT-6*. Obtenido de https://prezi.com/uf-_6x8dxdfq/sistema-de-combustible-del-pt6/?fbclid=IwAR2xQSKnLvX9e3rsi_DqdO8BJdYHNn35hsTW3uwSsVoR8xxS7WGgJWpUNNo
- Serrano Brotons, J., Lizán Escudero , J., & Lizán Escudero , C. (27 de mayo de 2002). *Motores de Aviación*. Obtenido de Motores de Aviación: https://www.todomecanica.com/recursos/motores_aviacion.pdf
- Turbine, U. (2012). *PT6 Curso descriptivo y Guía de caza fallas*. Miami.
- YAK-AVIATION. (2012). *MOTORES TURBOPROP WALTER GE M601*. Obtenido de M601 TURBOPROP: <http://www.yak-aviation.com/m601engine.html?fbclid=IwAR16-JHC7EN8Q2GWIVnGyk7J6U2Nwkaj-e5Cp3wYbwApcPfVigcJYZQGrKE>

ANEXOS

ANEXO A

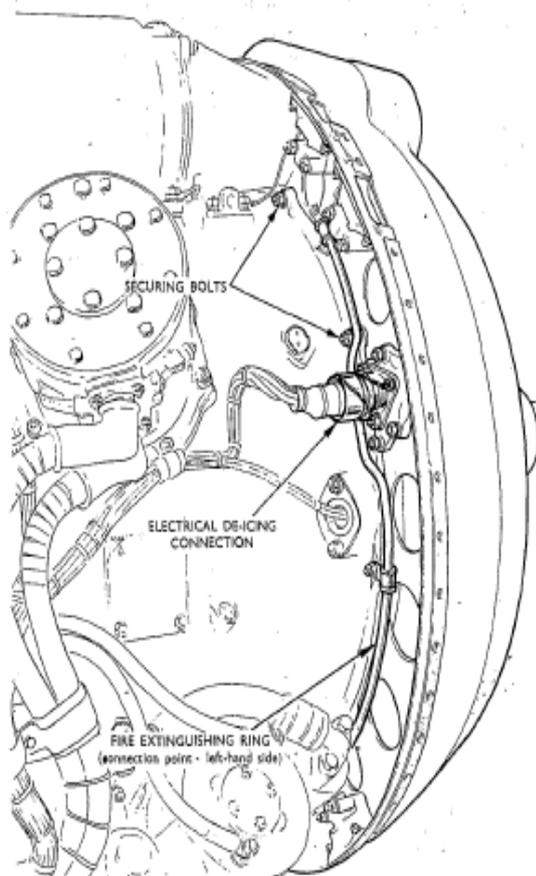
MANUAL DE MANTENIMIENTO DEL MOTOR ROLL ROYCE DART

ROLLS-ROYCE **DART** AERO ENGINE
MAINTENANCE

ENGINE INTAKE COWLING - MAINTENANCE PRACTICES1. Removal/Installation

A. Remove the engine air intake cowling

- (1) Remove the propeller and spinner as described in Chap.61.
- (2) Sever the locking wire and disconnect the electrical harness plug from the de-icing socket connection on the rear face of the cowling.
- (3) Disconnect the engine fire extinguishing system at the tee-piece on the left-hand side rear face of the cowling.



Air intake cowling connection points
Fig. 201

99107

ROLLS-ROYCE DART AERO ENGINE
MAINTENANCE

Engine intake cowling - Maintenance Practices (cont.)

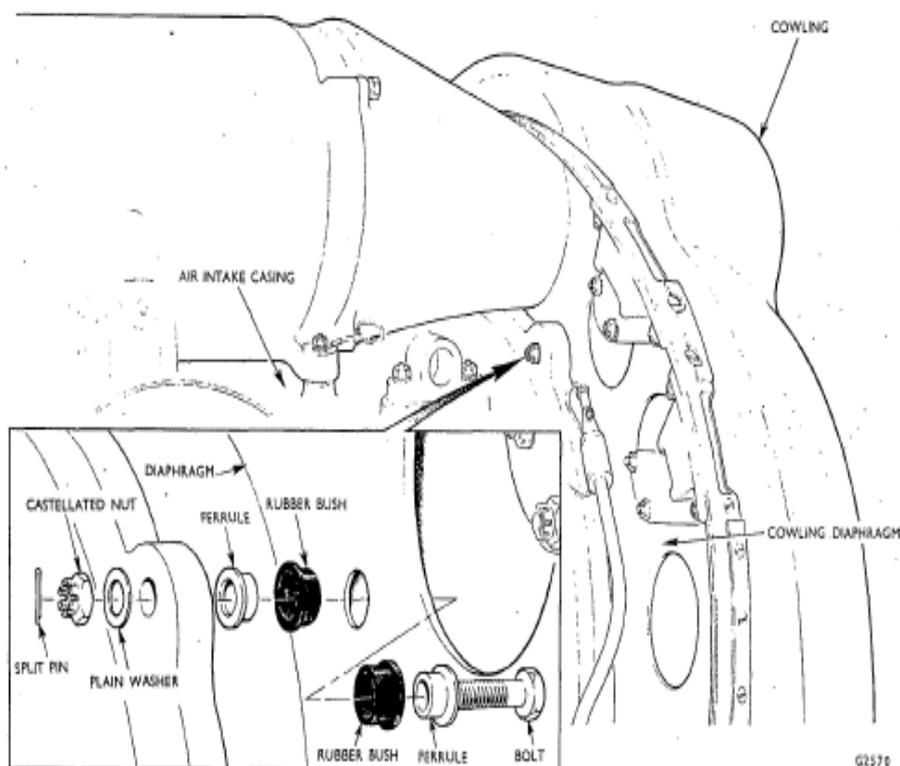
- (4) Remove the split pins from the castellated nuts which secure the cowling to the air intake casing; support the cowling and, using the tool RK.14014 to prevent the cowling bolts from turning, remove the castellated nuts and plain washers to release the cowling. Remove the cowling from the engine and withdraw the bolts, ferrules and rubber bushes from the cowling diaphragm.

B. Install the engine air intake cowling

NOTE: Before fitting the cowling, ensure that the holes in the fire extinguisher spray pipes are not blocked (26-20-1).

- (1) Examine the ferrule bushes for wear and deterioration; renew as necessary. Insert ten ferrule/rubber bush assemblies in the appropriate holes in the cowling diaphragm, entering the assemblies from the rear so that each bush is interposed between the ferrule flange and the rear face of the diaphragm (Fig.202); fit the remaining ferrules and bushes to the cowling bolts, with the ferrule flange towards the bolt head.
- (2) Fit and secure the cowling to the air intake casing, temporarily, with five equally-spaced bolts; secure each bolt with a plain washer and castellated nut.

NOTE: Enter the bolts from the front face of the cowling diaphragm,



Ferrules and bushes - assembly detail

ROLLS-ROYCE **DART** AERO ENGINE
MAINTENANCE

Engine intake cowling - Maintenance Practices (cont.)

gaining access through the large diameter holes in the diaphragm.

- (3) Using feeler gauges, check that a clearance of at least 0.010 in. exists between the inner lip of the cowling diaphragm and the front face of the air intake casing. If the clearance is unsatisfactory, check that the ferrules and bushes are correctly assembled (Fig.202) and examine the cowling diaphragm for evidence of damage or distortion.

NOTE: If the correct clearance cannot be obtained, change the complete cowling assembly, or the diaphragm.

- (4) When the inner lip clearance has been established, check that a clearance of 0.015 in. to 0.050 in. exists between the cowling diaphragm and the front face of the oil cooler air inlet casing. If this clearance is unsatisfactory, remove the oil cooler air inlet casing and change the adjusting washer to establish the required clearance:
- (a) Remove the setscrews, spring washers and chamfered washers which secure the air inlet casing to the oil cooler; remove the inlet casing and the adjusting washer.
- (b) A range of adjusting washers 0.040 in. to 0.120 in. thick, in increments of 0.010 in., is available. Fit the appropriate adjusting washer and the air inlet casing to the oil cooler; secure with the setscrews, spring washers and chamfered washers.
- (5) When the required clearances have been established, fit the remaining bolts and ferrule/rubber bush assemblies; secure each bolt with a plain washer and castellated nut. Using the tool RK.14014 to prevent the bolts from turning, tighten the nuts to the torque load specified in 70-01 and secure with split pins.
- (6) Connect the engine fire extinguishing system at the tee-piece on the left-hand side rear face of the cowling.
- (7) Connect the electrical harness plug to the de-icing socket connection on the rear face of the cowling; wire-lock the plug, using 0.028 in. diameter stainless steel wire.
- (8) Fit the propeller and spinner as described in Chap.61.

2. Adjustment/Test

A. Check the power plant ice protection system.

- (1) Start the engine as described in 71-00, 'Adjustment/Test'.
- (2) Ground run the engine at 12,000 r.p.m. and check the power plant ice protection system as described in Chap.30.

ROLLS-ROYCE **DART** AERO ENGINE
MAINTENANCE

Engine intake cowling - Maintenance Practices (cont.)

3. Inspection/Check

A. Inspect the air intake cowling

- (1) Inspect the rubber covering and de-icing elements for gashes, blisters, exposure of the heating elements or signs of overheating (i.e., hardening, crazing or heavy local blistering) and general deterioration.

NOTE: 1. Blisters normally indicate a breakdown of the bond between the cover laminations, cover and elements, or the cover and metal cowling.

2. Overheating, or a complete 'burn-out', can be caused through inflicted damage, defects in the thermal assembly or malfunction of the aircraft electrical system.

CAUTION: A DEFECT IN THE DE-ICING ELEMENTS CAN BE DIFFICULT TO ESTABLISH, PARTICULARLY AFTER A 'BURN-OUT' HAS OCCURRED. CHECK THE ASSOCIATED AIRCRAFT SYSTEM SUBSEQUENT TO A FAILURE OF THIS KIND, OR WHEN GENERAL OVERHEATING IS EVIDENT.

- (2) If blisters, gashes, exposure of the heating elements, general deterioration, lack of adhesion or lifting of the rubber at the edges is evident, apply the following standards:

- (a) Carefully cut open the blisters to permit examination of the heating elements. If the elements are not fractured or cracked and the lower rubber laminations have not deteriorated, the area affected may be repaired as described in topic 4, provided that:

- (i) The blister or collection of blisters does not exceed an area of 2.000 sq.in. (after removing any part of the surrounding rubber area not securely bonded).

- (ii) The areas affected are not less than 2.000 in. apart.

- (iii) The areas affected do not exceed three in number.

- (b) If gashes are evident in the rubber covering (outside the area of the heating elements) they may be repaired, however extensive, as described in topic 4. If, however, the gashes are in the area of the heating elements, they may only be repaired provided that:

- (i) The heating elements are not damaged or misplaced.

- (ii) Any one gash does not exceed 2.000 in. in length.

- (iii) The gashes are not less than 2.000 in. apart.

- (iv) The gashes do not exceed six in number.

ROLLS-ROYCE DART AERO ENGINE
MAINTENANCE

Engine intake cowling - Maintenance Practices (cont.)

NOTE: The acceptance limits specified in para. (2) and (3) apply to engines to pre-Mod.709 and Mod.709 standards; the acceptance limit specified in para. (4) applies only to engines which embody Mod.709.

- (2) Using a 1,000 volt megger (insulation resistance tester, Major Megger, Evershed and Vignoles) check the insulation resistance between each terminal connection and 'earth'. Rotate the megger handle and check that the insulation resistance is not less than 2 megohms.

NOTE: As the intake cowling metal is anodised, it will be necessary to bare a small area to effect the 'earth' connection; on completion of the electrical checks, this area must be reprotected against corrosion (refer to T.S.D.594, O.P.330).

- (3) Using a Cambridge Decade Wheatstone Bridge, check the de-icing system circuit resistance as follows:
- (a) Connect the test leads to Wheatstone Bridge terminals X1 and X2, and to the terminals of the circuit being checked.
 - (b) Release the galvanometer clamp by selecting the FREE position on the switch.
 - (c) Operate the zero adjuster screw until the galvanometer registers zero on the dial.
 - (d) Set ratio switch A to X.1.
 - (e) Adjust controllers C, D, E and F to the equivalents, in turn, of the following values plus the known resistance value of the test leads:

Terminals	Resistance values
1 and 3	69.8 ohms maximum 66.4 ohms minimum
3 and 5	
5 and 1	
2 and 4	15.2 ohms maximum 14.46 ohms minimum
4 and 6	
6 and 2	

- (f) Depress and rotate key B in a clockwise direction to 'lock-in'.
- (g) Press and release key G and observe the galvanometer pointer deflection. Continue adjusting controllers C, D, E and F until no deflection is observed.

ROLLS-ROYCE **DART** **AERO ENGINE**
MAINTENANCE

Engine intake cowling - Maintenance practices (cont.)

(h) Check that the circuit resistance, after deduction of the test leads resistance, conforms to the values specified in the preceding table.

(4) Using a 1,000 volt megger, check the insulation resistance between circuit terminals 1 and 2, 3 and 4, 5 and 6. Rotate the megger handle and check that the insulation resistance is not less than 2 megohms.

4. Approved repairs

A. Effect minor repairs to the cowling assembly within the standards specified in 3. 'Inspection/Check'.

B. Prepare the affected area.

(1) Using a sharp knife, carefully cut away any loose portions of rubber covering from the area to be repaired.

(2) Using abrasive paper, Chap.70-12, blend the edges of the cut.

(3) Using benzene or naphtha, Chap.70-12, on a clean lint free cloth, thoroughly clean the cavity.

C. Application of filter cements

NOTE: 1. Neoprene rubber coating compound (Adcora P6), is compounded from two substances, a black cement and a clear hardener.

2. Adhesive (Boscoprene 2114), is compounded from two substances, a white compound and a dark brown viscous compound.

Mix a sufficient quantity of materials in a clean container, to complete repairs.

D. Apply neoprene rubber coating (Adcora P6), to areas affected by small cuts or lifting of rubber at the edges as follows:

(1) Using a small soft brush, apply the mix in successive coats, allowing each coat to dry before making a further application until the cavity is filled to the level of the surrounding area.

(2) When the cavity is filled, allow the cement to harden for a period in excess of two hours.

(3) Using abrasive paper, Chap.70-12, rub down the repair until the contour of the area is restored.

NOTE: Excess cement must be removed from the area of the repair to avoid the possibility of creating a temperature gradient at that point, due to a build up on the element covering.

ROLLS-ROYCE DART AERO ENGINE
MAINTENANCE

Engine intake cowling - Maintenance practices (cont.)

E. Apply adhesive (Boscoprene 2114), to areas affected by blisters, gashes, exposure of heating elements or general deterioration as follows:

- (1) Apply two coats of Bostik 1777, Chap.70-12, to the exposed elements.
- (2) Using a pallet knife or similar tool, apply adhesive (Boscoprene 2114), mix until the cavity is filled to the level of the surrounding area. Allow the cement to harden for approximately one hour.
- (3) Using abrasive paper, Chap.70-12, rub down the repair until the contour of the area is restored.

NOTE: Excess cement must be removed from the area of the repair to avoid the possibility of creating a temperature gradient at that point due to a build up on the element covering.

F. Touch-up or repair of protective-lacquer coating

(1) Remove the lacquer film in local areas as follows:

(a) Using abrasive paper, Chap.70-12, remove the lacquer film.

(i) If the lacquer becomes tacky and difficult to remove, apply a coating of Ardrex 20, Chap.70-12, to the resistant area and leave for 20 minutes.

(b) Repeat as in (a)

(c) Using a lint free cloth and Toluene, Chap.70-12, clean the surface thoroughly.

(2) Prepare Vulcaprene formulations A and B immediately before use as follows:

(a) Formulation A: 34 parts of Vulcaprene solution (aluminium), Chap.70-12, to 1 part Vulcabond TX, Chap.70-12, by weight.

(b) Formulation B: 34 parts of Vulcaprene solution (yellow), Chap.70-12, to 1 part of Vulcabond TX, Chap.70-12 by weight.

NOTE: After stirring the Vulcabond TX into the Vulcaprene solutions, the mixture must be used within 8 hours.

(3) Apply the formulations by brushing as follows:

(a) Using a soft brush, and brushing mainly in one direction, apply the formulations in the order given in the following table, stirring occasionally, to prevent segregation of the aluminium filler.

Printed in Great Britain

Blr
MDa
IS1

ROLLS-ROYCE **DART** **AERO ENGINE**
MAINTENANCE

Engine intake cowling - Maintenance Practices (cont.)

Coating	First	Second	Third	Fourth	Fifth
Formulation	A	B	A	B	A

- (i) If the colour finish required is yellow, then use yellow Vulcaprene solution in formulation A and aluminium Vulcaprene solution in formulation B.
- (ii) If some colour finish other than aluminium or yellow is required, obtain by adding varying quantities of spirit soluble dyes to aluminium Vulcaprene solution. Use the dyed aluminium solution in formulation A and the plain aluminium solution in formulation B.

NOTE: Chap.70-12 provides information on alternative coloured Vulcaprene solutions and on touch-up lacquer kits.

- (4) Allow each coating to dry for a minimum period of 20 minutes (at room temperature) before applying the next, using the colour difference of the coatings to check that the coverage is uniform and complete at each operation.

NOTE: The total thickness of the five coatings should be approx. 0.005 in.

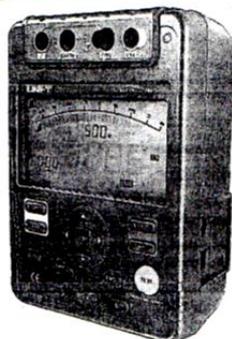
Printed in Great Britain

Blr
MDa
IS1

ANEXO B MANUAL DEL EQUIPO MEGGER

UNI-T.

UT511 Operating Manual



Insulation Resistance Tester

Introduction

Uni-Trend Model UT511 Insulation Resistance Tester (hereafter, "the Meter") is a handheld instrument designed primarily to make resistance/ insulation resistance measurement.

Unpacking the Meter

The Meter includes the following items:

Table 1. Unpacking Inspection

Item	Description	Qty
1	English Operating Manual	1 pc
2	One-plug test lead to one alligator	1 pair
3	Two-plug test lead to one alligator	1 pc
4	1.5V Battery (R14 or LR14)	8 pcs
5	Tool Box	1 pc
6	Power adaptor (optionally, available at extra cost)	1 pc

In the event you find any missing or damaged part, please contact your dealer immediately.

Safety Information

This Meter complies with EN 61010-1:2010 measurement requirement: Pollution Degree 2, measurement category CAT III 600V, CAT II 1000V and Double Insulation

CAT II (measurement category): Test and measuring circuits connected directly to utilization points (socket outlets and similar points) of the low-voltage MAINS installation.
CAT III (measurement category): Test and measuring circuits connected to the distribution part of the building's low-voltage MAINS installation.
 Use the Meter only as specified in this operating manual, otherwise the protection provided by the Meter may be impaired.

Danger identifies conditions and actions that pose hazard(s) to the user.

Warning alerts users to avoid electric shock

Caution identifies conditions and actions that may damage the Meter and affect accurate measurement.

Danger

Use of instrument in a manual not specified by the manufacturer may impair safety features/ protection provided by the equipment. Read the following safety information carefully before using or servicing the instrument.

- Do not apply more than 1000VDC or 750V AC.
- Do not use the Meter around explosive gas, vapor or dust.
- Do not use the Meter in a wet environment.
- When using the test leads, keep your fingers away from the lead contacts. Keep your fingers behind the finger guards on the leads.
- Do not use the Meter with any parts or cover removed.
- When carrying out insulation measurement, do not contact the circuit under test.

Warning

- Do not use the Meter if it is damaged or metal part is exposed. Look for cracks or missing plastic.
- Be careful when working above 33Vrms, 46.7Vac rms and 60Vdc. Such voltages pose a shock hazard.
- Discharge all loading of circuit under test after measuring high voltage.
- Do not change battery when the Meter is in wet environment.
- Place test leads in proper input terminals. Make sure all the test leads are firmly connected to the Meter's input terminals. Make sure the Meter is turned off when opening the battery compartment.

Caution

- When performing resistance tests, remove all power from the circuit to be measured and discharge all the power.

- When servicing the Meter, use only only the test leads and power adaptor with the same model number or identical electrical specifications.
- Do not use the Meter if the battery indicator () shows a battery empty condition. Take the battery out from the Meter if it is not used for a long time.
- Do not use or store the Meter in an environment of high temperature, humidity, explosive, inflammable and strong magnetic field. The performance of the Meter may deteriorate after dampened.
- Soft cloth and mild detergent should be used to clean the surface of the Meter when servicing. No abrasive and solvent should be used to prevent the surface of the Meter from corrosion, damage and accident. Dry the Meter before storing if it is wet.

International Electrical Symbols
International symbols on the Meter and in this manual are explained in Table 2.

Table 2. International Electrical Symbols

	Risk of electric shock
	Equipment protected throughout by DOUBLE INSULATION or REINFORCED INSULATION
	Direct current
	Alternating current
	Grounding
	Caution
	Low Battery Indication
	Conforms to Standards of European Union

Battery Saver (Sleep Mode)

The Meter enters the Sleep Mode and blanks the display if there is no button press for 15 minutes. This is done to conserve battery power. The Meter comes out of Sleep Mode when ON/OFF button is pressed two times. The 15 minutes timer is disabled during any insulation resistance measurement. The time period starts immediately following any measurement.

Battery Indication

There is a battery indicator shown on the upper left corner of the display. Please refer to Table 3 for detailed explanation.

Table 3. Battery Indication

Battery Indicator	Battery Voltage
	8.5V or less. It means the battery is empty, don't use the Meter as it cannot guarantee accuracy.
	8.6V-9.0V. It means the battery is almost empty, replacing battery is necessary. Accuracy will not be affected.
	9.1V-10.2V
	10.3V or more

The Meter Structure
Below Figure 1 and Table 4 shows the Meter front structure and description

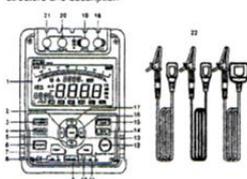


Figure 1. The Meter Front Structure

Table 4. Meter Front Description

1	LCD	12	Test Button
2	Left Arrow Button	13	Step Button
3	Emergency stop	14	Data Store Button
4	Data Clear the Display Backlight Button	15	Data Recall Button
5	Down Arrow Button	16	Right Arrow Button
6	ON/OFF Button	17	Up Arrow Button
7	Compare Button	18	LINE: Resistance input terminal
8	Insulation Resistance Button	19	COM: Voltage input terminal
9	Voltage Measurement	20	EARTH: Resistance input terminal
10	Timer Button	21	V: Voltage input terminal
11	Low Resistance Measurement Button	22	Testing leads

Below Figure 2 and Table 5 shows the Meter side structure and description

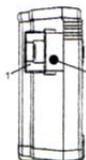


Figure 2. The Meter Side Structure (Side View)

Table 5. Meter Side Description

1	Safety Shutter
2	Power adaptor Input Terminal

Display

Table 6 and Figure 3 describe the display.



Figure 3. Display

Table 6. Display Description

Number	Meaning
1	Indicator for DC voltage
2	Indicator for data store full
3	Indicator for clearing
4	Indicator for AC voltage
5	Indicator for timer
6	Step symbol
7	Indicates selected pass/fail compare value
8	Indicates for negative reading
9	Timer 1 symbol
10	Timer 2 symbol
11	Data store is on
12	Data recall is on
13	Indicator for polarization index
14	Unit symbols
15	The continuity buzzer is on
16	Compare feature pass
17	Analogue bar graph
18	Risk of electric shock
19	Compare feature fail
20	Indicator for power adaptor
21	Battery life indicator

Key Functions

Table 7. Key Description

ON/OFF	Turn on or off the Meter. Press and hold the button for 1 second to turn the Meter on.
CLEAR	Short press to clear the stored data, long press to turn on and off the display backlight.
SAVE	Press to store the current measurement value. The maximum number of stored readings is 18. When the stored readings memory is full, the Meter shows FULL and stop storing. Press CLEAR to clear the stored value in order to store the next measurement value.
LOAD	<ul style="list-style-type: none"> • Press once to recall the first stored value. • Press again to exit Load feature. • Load feature can only be used when there is no high voltage output.
▲	<ul style="list-style-type: none"> • Under insulation resistance measurement mode: press to select previous voltage range. • Under load mode: press to recall the previous stored value.
▼	<ul style="list-style-type: none"> • Under insulation resistance measurement mode: press to select next voltage range. • Under load mode: press to recall the next stored value.

- When setting the timer for the measurement of insulation resistance or polarization index, press to decrement the time. The maximum length of time is 30 minutes, the Meter will automatically carry out measurement.
 - When compare function is enabled for insulation resistance measurement, press to decrement a resistance comparing value.
 - After polarization index measurement, press to display polarization index, TIME 2 and TIME 1 insulation resistance values in sequence.
- STEP**
- Press to display S1 → S2 → S3 in sequence.
 - When the Meter is under timed measurement or polarization index measurement:
 - > S1 means increment of 1, then each press of ▲ increase 1 or ▼ decrease 1.
 - > S2 means increment of 10, then each press of ▲ increase 10 or ▼ decrease 10.
 - > S3 means increment of 30, then each press of ▲ increase 30 or ▼ decrease 30.
 - When the Meter is under compare mode:
 - > S1 means increment of 1, then each press of ▲ increase 1 or ▼ decrease 1.
 - > S2 means increment of 10, then each press of ▲ increase 10 or ▼ decrease 10.
 - > S3 means increment of 100, then each press of ▲ increase 100 or ▼ decrease 100.
- COMP**
- Set a pass / fail limit for insulation tests. The default value is 100MΩ
- TIME**
- Press to step through continuous, limited and polarization index measurements in sequence.
- TEST**
- Press to turn off the output of insulation resistance test voltage.
- Ho**
- Press to initiate insulation resistance measurement
- Lo**
- Press to initiate low resistance measurement
- DVC (ACV)**
- Press to initiate voltage measurement
- E-STOP**
- Emergency stop button. Press this button when the Meter crashes down and cannot turn off the power.

Measurement Operation

This section explains how to make measurements.

A. Measuring Voltage

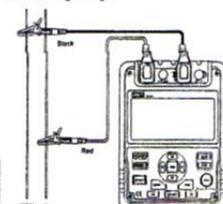


Figure 4. Voltage Measurement

- Caution**
 - Special care should be taken when measuring high voltage.
 - Warning**
 - To avoid harm to you or damage to the Meter, please do not attempt to measure voltages higher than 1000V DC or 750V AC, although readings may be obtained.
- To measure voltage, set up the Meter as Figure 4 and do the following:
1. Press DCV or ACV button to select DC voltage or AC voltage measurement.
 2. Insert the red test lead into the V terminal and the black test lead into the COM terminal.
 3. Connect the red and black alligator clip to the circuit to be measured.
 4. During measurement, when negative voltage is present on the red test lead, then "-" shows on the display.

REV.1
DATE 2015/12/04
PIN:110401105591X

UNI-T

Note

- When voltage measurement has been completed, disconnect the connection between the testing leads and the circuit under test and remove testing leads away from the input terminals of the Meter.

B. Measuring Insulation Resistance

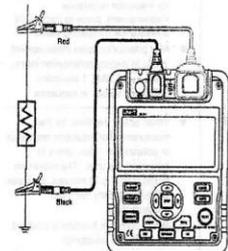


Figure 5. Insulation Resistance Measurement

Caution

- When performing insulation resistance tests, remove all power from the circuit to be measured and discharge all the power.
- Do not short circuit two test leads under high voltage status.
- Do not measure insulation resistance after high voltage output.
- Do not measure over 10 seconds when: measuring resistance <500kΩ with use of 1000V, measuring resistance <1MΩ with use of 250V, measuring resistance <2MΩ with use of 500V, measuring resistance <5MΩ with use of 1000V.
- When the measurement is completed, don't touch the circuit as the circuit has already stored capacitance which may cause electric shock.
- Don't touch the test leads even after it has been removed from the circuit until voltages are all released.

To measure insulation resistance, set up the Meter as Figure 5 and do the following:

- Press HO button to select insulation resistance measurement.
- Press Δ and V button to select of 100V, 250V, 500V or 1000V voltage range.
- Insert the red test lead into LINE and COM terminals, and the black test lead into EARTH terminal.
- Connect the red and black alligator clip to the circuit to be measured, positive voltage outputs from LINE terminal.
- Choose below insulation resistance measurement mode.

a) Continuous Measurement

- Press TIME button to select continuous mode, there is no timer icon on the LCD.
- Press and hold TEST button for 1 second to begin continuous measurement and output test voltage. TEST button lights up and Δ blinks at 0.5-second interval.
- Press TEST button to end the measurement when it is completed. Then Test button lights off and Δ disappears. The insulation resistance value shows on the display.

b) Timed Measurement

- Press TIME button to select timed mode, the LCD displays TIME 1 and U symbols.
- Press \blacktriangleleft and STEP buttons to set the time (00:05-29:30).
- Then press and hold TEST button for 2 seconds to carry out timed measurement. TIME 1 and Δ are displayed and blinked on the LCD on every 0.5 seconds.
- When the set time is reached, the insulation resistance measurement voltage will be closed and the measurement will be automatically stopped. The LCD displays the insulation resistance reading.

c) Polarization Index (PI) Measurement

- Press TIME button to select timed mode, the LCD displays TIME 1 and U symbols.
- Press \blacktriangleleft and STEP buttons to set the time (00:05-29:30).
- Press TIME button again. TIME 2, PI and U symbols appear on the LCD.
- Press \blacktriangleleft and STEP buttons to set the time (00:10-30:00).
- Then press and hold TEST button for 2 seconds to carry out the measurement.
- TIME 1 and Δ are displayed and blinked on the LCD on every 0.5 seconds before TIME 1 set time is reached.
- TIME 2 and Δ are displayed and blinked on the LCD on every 0.5 seconds before TIME 2 set time is reached.
- When the two set time is reached, the test voltage output will be turned off and the measurement will be automatically stopped. The LCD displays the polarization index reading.
- Press \blacktriangleleft to step through the polarization index, TIME 2 and TIME 2 insulation resistance readings.

Tips:

PI = 3-minute ~ 10-minute resistance/30-second ~ 1-minute resistance

PI	4 or more	4-2	2.0-1.0	1.0 or less
Standard	The best	Good	Warning	Bad

d) Compare Function

- Press COMP button to select compare feature. COMP symbol displays on the LCD.
- Press \blacktriangleleft and STEP buttons to set the compare value. The minimum value is 1M, or you can set up to the maximum resistance allowed with test voltage.
- Press and hold TEST button for 1 second to carry out the measurement.
- The NG symbol will display if the insulation resistance value is smaller than compare value. Otherwise GOOD symbol will be displayed.

C. Measuring Low Resistance

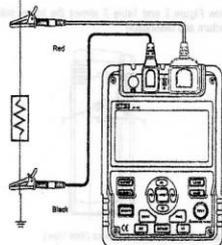


Figure 6. Low Resistance Measurement

Caution

- When performing resistance tests, remove all power from the circuit to be measured and discharge all the power.

To measure low resistance, set up the Meter as Figure 6 and do the following:

- Press LO button to select low resistance measurement.
- Insert the red test lead into the LINE terminal and the black test lead into EARTH terminal.
- Connect the red and black alligator clip to the circuit to be measured. When the resistance is less than 30Ω, the buzzer sounds.
- This range can test LED diode. Connect the anode LED diode to the red test lead and the cathode to the black one, the LED diode will light up if it is good. If the LED diode does not light up, it means it is damaged.

Using Power Adaptor

Refer to Figure 7 for the use of power adaptor.

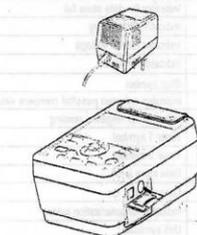


Figure 7. Using Power Adaptor

- Open the side safety shutter, then you will see there is a power adaptor input terminal.
- Make sure the Meter is powered off and insert the UT511 power adaptor to the input terminal.
- It is highly recommended to take out all the batteries when you are using the power adaptor.
- Make sure the Meter is powered off when you disconnect the UT511 power adaptor from the Meter. (Input voltage 230VAC, Frequency 50/60Hz, Input current 50mA, Output voltage DC 15V, MAX current 600mA)

Caution

If you want to choose power adaptor for power supply, please use the supplied power adaptor SA48-150060EU from our company, otherwise it will be dangerous.

Maintenance

This section provides basic maintenance information including battery replacement instruction.

Warning

Do not attempt to repair or service your Meter unless you are qualified to do so and have the relevant calibration, performance test, and service information.

A. General Service

- Periodically wipe the case with a damp cloth and mild detergent. Do not use abrasives or solvents.
- To clean the terminals with cotton bar with detergent, as dirt or moisture in the terminals can affect readings.
- Turn the Meter to OFF when it is not in use.

- Take out the battery when it is not using for a long time.
- Do not use or store the Meter in a place of humidity, high temperature, explosive, inflammable and strong magnetic field.
- If the Meter is wet, dry it before use.

B. Replacing the Battery

Warning

To avoid electric shock, remove all the test leads from the Meter when replacing the batteries.

Caution

- Don't mix to use old and new batteries.
- Be careful the polarity is correct when installing batteries.
- Do not use the Meter if the battery indicator () shows.



Figure 8. Battery Replacement

Follow Figure 8 and proceed as follows to replace the battery:

- Turn the Meter to OFF and remove all connections from the terminals.
- Remove the screw from the battery compartment, and separate the battery compartment from the case bottom.
- There are 6pcs of 1.5V (R14) carbon batteries in the meter, except this, it can support 1.5V (LR14) alkaline batteries and the specified power adaptor supplied by our company.
- Rejoin the case bottom and battery compartment, and reinstall the screw.

Specifications

Safety and Compliances

Certification	CE
Compliances	IEC 61010 CAT.II 1000V, CAT.III 600V overvoltage and double insulation standard

General Specifications

Display (LCD)	Digital: 9999 counts Analog bar graph.
Display Backlight	Bright backlight for clear readings in poorly lighted areas.
Autorange	The Meter automatically selects best range
Warning	Δ and red light will on.
Test Voltage	Automatically source the voltage
COMP Measurement	Use the Compare function to set a pass/fail compare level for the insulation measurements.
PI Measurement	Preset the timer for two points and the Meter will carry out the measurement automatically.
Overloading	Display OL on insulation resistance range
Battery Indicator	Display \square \square \square \square \square \square
Icon Display	Equips with function and battery indicator icons.
Current Consumption	Maximum: around 90mA Average: around 20mA
Operating temperature	0°C-40°C (32°F-104°F)
Storage temperature	-20°C-60°C (-4°F-140°F)
Relative Humidity	\leq 85% @ 0°C-40°C below; \leq 90% @ -20°C-60°C
Battery Type	6pcs of 1.5V (R14 or LR14) batteries or DC15V power adaptor. DC15V power adaptor is optionally at extra cost.
Dimensions (HxW xL)	202 x 155 x 94 mm
Weight	Approx. 2kg (including battery)

Accuracy Specifications

Accuracy: \pm (% of reading) + [number of least significant digits], guarantee for 1 year.

Operating temperature: 16°C - 28°C

Relative humidity: 45-75%RH

A. Voltage Measurement

	DC Voltage	AC Voltage
Measurement Range	\pm 30 ~ \pm 1000V	30V-750V (50/60Hz)
Resolution	1V	
Accuracy	\pm (2%+3)	30-100V: \pm (2%+5) 100-750V: \pm (2%+3)

B. Insulation Resistance Measurement

Output Voltage	100V	250V	500V	1000V
Display Range	0.1MΩ-99.9MΩ 100-500MΩ	0.5MΩ-99.9MΩ 100-999MΩ 1.00-1.99GΩ	1MΩ-99.9MΩ 100-999MΩ 1.00-3.99GΩ	2MΩ-99.9MΩ 100-999MΩ 1.00-10.00GΩ
Open Circuit Voltage	DC100V + 20% -0%	DC250V + 20% -0%	DC500V + 20% -0%	DC1000V + 20% -0%
Test Current	1mA-1.2mA@100kΩ	1mA-1.2mA@250kΩ	1mA-1.2mA@500kΩ	1mA-1.2mA@1MΩ
Short Circuit	Around 2.0mA			
Accuracy	100kΩ to 100MΩ: \pm (3%+5)		100MΩ above: \pm (6%+5)	

Caution

At any output voltage, when the tested resistance is less than 5MΩ, the testing time cannot exceed 10 seconds.

C. Low Resistance Measurement

Function	Resistance
Measurement Range	0.1Ω-999.9Ω
Resolution	0.1Ω
Accuracy	\pm (1%+3)
Maximum open circuit voltage	Around 2.8V
Buzzer	Sound at less than 30Ω
Overload Protection	220V rms/10 seconds

Manufacturer:
Uni-Trend Technology (China) Limited
No. 6, Gong Ye Bei 1st Road,
Songshan Lake National High-Tech Industrial
Development Zone, Dongguan City
Guangdong Province
China
Postal Code: 523 808
Headquarters:
Uni-Trend Group Limited
Room 901, 9/F, Nanfeng Plaza
57 Hung To Road
Kwun Tong
Kowloon, Hong Kong
Tel: (852) 2953 9166
Fax: (852) 2950 9303
Email: info@uni-trend.com
http://www.uni-trend.com

"END"

This operating manual is subject to change without notice.

HOJA DE VIDA

DATOS PERSONALES

NOMBRE: Alex Santiago Quinapanta Tixe

NACIONALIDAD: Ecuatoriana

FECHA DE NACIMIENTO: 12 de agosto de 1994

CÉDULA DE CIUDADANÍA: 1804610770-0

TELÉFONOS: 0979268778 - 032479022

CORREO ELECTRÓNICO: santiago3251@hotmail.com

DIRECCIÓN: Puerto Arturo-Barrio Las Carmelitas, Ambato



ESTUDIOS REALIZADOS

PRIMARIA: Escuela “La Merced” – Ambato, Ecuador

SECUNDARIA: Colegio Experimental” Ambato” – Ambato, Ecuador

SUPERIOR: Universidad de las Fuerzas Armadas – ESPE

TÍTULOS OBTENIDOS

Bachillerato en Físico Matemático

Tecnología en Mecánica Aeronáutica - Mención Motores

Tecnología en idioma Ingles

EXPERIENCIA LABORAL O PRÁCTICAS PRE-PROFESIONALES

EMPRESA: Unidad de Gestión de Tecnologías – ESPE (160 H)

EMPRESA: Servicios Aéreos del Oriente “Aerosangay”- Macas (180 H)

EMPRESA: “BAE 15 Paquisha” - Quito (210 H)

EMPRESA: “SKY” Escuela de Pilotos - Guayaquil (200 H)

**UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS – ESPE
UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS**

HOJA DE LEGALIZACIÓN DE FIRMAS

DEL CONTENIDO DE LA PRESENTE INVESTIGACIÓN SE
RESPONSABILIZA EL AUTOR

QUINAPANTA TIXE ALEX SANTIAGO
C.C. 180461077-0

DIRECTOR DE CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA

ING. BAUTISTA ZURITA RODRIGO CRISTOBAL

Latacunga, enero del 2019