



**ESPE**  
UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS  
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

**UNIDAD DE GESTIÓN DE  TECNOLOGÍAS**

**DEPARTAMENTO DE ENERGÍA Y MECÁNICA**

**CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN  
“AVIONES”**

“CONSTRUCCIÓN DE UN DOLLY PARA LA REMOCIÓN E INSTALACIÓN  
DEL NOSE COWL DE LOS MOTORES CFM 56 PARA LOS AVIONES  
BOEING 737 SERIES 300-400 Y 500 DEL CENTRO DE MANTENIMIENTO  
AERONÁUTICO CEMA”.

AUTOR: JESSICA FELICIDAD ATIAJA MOLLOCANA

Trabajo de Graduación para la obtención del título de:

**TECNÓLOGO EN MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN  
“AVIONES”**

LATACUNGA-MAYO 2015

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

**DECLARACIÓN DE RESPONSABILIDAD**

Jessica Felicidad Atiaja Mollocana

Declaro que:

El proyecto de grado titulado: “Construcción de un Dolly para la remoción e instalación del Nose Cowl de los motores CFM 56 para los aviones Boeing 737 series 300-400 y 500 del centro de mantenimiento aeronáutico CEMA”, ha sido desarrollado en base a una investigación exhaustiva, respetando derechos intelectuales de terceros, conforme las citas que constan al pie de las paginas correspondientes, cuyas fuentes se incorporan en la bibliografía.

Consecuentemente este trabajo es de mi autoría.

En virtud de esta declaración, me responsabilizo del contenido, veracidad y alcance científico del proyecto de grado en mención

Latacunga-Mayo 2015

---

Jessica Felicidad Atiaja Mollocana

0503620296

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

**AUTORIZACIÓN**

Yo, Jessica Felicidad Atiaja Mollocana

Autorizo a la Universidad de las Fuerzas Armadas – ESPE la publicación, en la biblioteca virtual de la institución, el proyecto de grado “Construcción de un Dolly para la remoción e instalación del Nose Cowl de los motores CFM 56 para los aviones Boeing 737 series 300-400 y 500 del centro de mantenimiento aeronáutico CEMA”, cuyo contenido, ideas y criterios son de mi exclusiva responsabilidad y autoría.

Latacunga-Mayo del 2015

---

Jessica Felicidad Atiaja Mollocana

0503620296

## DEDICATORIA

El presente trabajo investigativo tiene aporte significativo de parte de Dios, mi familia y amigos y por ende se los dedico.

A Dios Todopoderoso por regalarme el milagro más grande de todos, la vida; permitiendo vivir el día a día y dándome la fuerza para saber sobrellevar las adversidades.

A mis padres que con esfuerzo depositaron en mi amor y confianza permitiendo mi preparación integral.

A mis hermanos Hugo y Francisco por llenar ese espacio que todo ser humano requiere para aprender a amar y ser amado sin importar el momento.

A mi prima Lisbeth Acosta que ha sabido brindarme su apoyo incondicional y sobre todo no ha decaído ante su enfermedad demostrando ser una guerrera y sabiendo dar la mejor de las peleas en una de las peores batallas.

Jessica Felicidad Atiaja Mollocana

## **AGRADECIMIENTO**

A Dios por ser mi guía espiritual, a mis padres y hermanos puntos de apoyo incondicional, a la familia Zapata Espinel por haber cuidado de mi durante estos tres años, a mi prima y toda su familia seres nobles con los cuales he podido contar, a mis instructores académicos por el aporte en materia de conocimiento, formación y cultura; a la Universidad que me ofreció la oportunidad de estudiar en ella y hacer muy buenos amigos.

Jessica Felicidad Atiaja Mollocana

## ÍNDICE DE CONTENIDOS

Certificación.....	ii
Declaración de responsabilidad.....	ii
Autorización.....	iii
Dedicatoria .....	iv
Agradecimiento.....	v
Índice de contenidos.....	vi
Índice de tablas.....	x
Índice de figuras .....	xi
Resumen.....	xiii
Summary.....	xiv
CAPÍTULO I	
EL TEMA	
1.1 Antecedentes .....	1
1.2 Planteamiento del problema .....	2
1.3 Justificación .....	2
1.4 Objetivo General .....	3
1.4.1 Objetivos Específicos.....	3
CAPÍTULO II	
MARCO TEÓRICO	
2.1 Avión 737 .....	5
2.1.1 Series 300-400 500.....	6
2.2 Motores CFM 56.....	9
2.2.1 Introducción a la familia CFM56.....	9
2.2.2 Clasificación .....	10

2.2.3 Motor concepto general.....	13
2.2.4 Sección fan .....	14
2.2.5 Ventilador y módulo amplificador.....	15
2.2.6 Spinner cono frontal .....	16
2.2.7 Cono trasero Spinner .....	17
2.2.8 Los álabes del ventilador.....	19
2.2.9 Estructura del módulo del ventilador .....	20
2.2.10 Cáster de entrada del ventilador .....	21
2.2.11 Núcleo principal módulo mayor .....	22
2.2.12 Compresor de alta presión (HPC) .....	23
2.2.13 La sección de combustión.....	24
2.2.14 Turbina de sección .....	25
2.2.15 El Módulo de la Estructura de la Turbina.....	27
2.2.16 Transmisión de accesorios sección.....	28
2.2.17 La caja de accesorios (AGB).....	29
2.3 Entrada de aire del motor.....	30
2.3.1 Sistema antihielo del cowl inlet.....	31
2.4 Tipo de inlet cowl.....	36
2.4.1 Entradas subsónicos .....	36
2.4.2 Entrada de aire supersónica .....	37
2.4.3 Entrada de aire hipersónica .....	38
2.4.4 Entrada de aire de eficiencia.....	38
2.5 Materiales para la construcción de la herramienta .....	39
2.5.1 Hierro .....	39
2.5.2 Propiedades del hierro .....	41
2.5.3 Soldadura por arco eléctrico .....	43

## CAPÍTULO III

## DESARROLLO DEL TEMA

3.1 Preliminares .....	46
3.1.1 General .....	46
3.1.2 Inlet Cowl .....	46
3.1.3 Diseño .....	48
3.2 Adquisición de materiales .....	49
3.2.1 Factor Técnico.....	50
3.2.2 Factor Económico .....	51
3.2.3 Factor Operacional.....	51
3.2.4 Facilidad de Operación y Control .....	51
3.2.5 Mantenimiento.....	51
3.2.6 Material .....	51
3.2.7 Aspecto Económico.....	52
3.3 Elaboración de construcción del Dolly.....	52
3.3.1 Brazo de la herramienta .....	53
3.3.2 Placa de unión.....	53
3.3.3 Viga central de unión.....	54
3.4 Presupuesto .....	54
3.4.1 Rubros.....	54
3.4.2 Costo Primario.....	55
3.4.3 Costos Secundarios .....	57
3.4.4 Costo Total .....	58
3.4.5 Manual de operación del equipo. ....	58
CAPÍTULO IV	
4.1 CONCLUSIONES.....	59

4.2 RECOMENDACIONES .....	59
REFERENCIAS BIBLIOGRAFÍAS .....	61
ANEXOS .....	63

## ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1 Electrodo de soldadura eléctrica.....	45
Tabla 2 Lista de costos de materiales para el equipo.....	55
Tabla 3 Lista de costos de máquinas y herramientas.....	56
Tabla 4 Costo total .....	56
Tabla 5 Materiales Fungibles .....	57
Tabla 6 Gastos secundarios.....	57
Tabla 7 Costo total de toda la construcción.....	58

## ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1. Avión 737-100.....	5
Figura 2. Longitud variantes BOEING 737-300/400/500.....	9
Figura 3. Sistema de aire del motor .....	10
Figura 4. Motor CFM 56.....	12
Figura 5. Distribución de las etapas de compresores y turbinas.....	12
Figura 6. Módulos del motor .....	14
Figura 7. Sección fan .....	15
Figura 8. Diseño del amplificador y ventilador .....	16
Figura 9. Cono frontal del spinner.....	17
Figura 10. Instalación cono trasero.....	17
Figura 11. Álabes del ventilador.....	18
Figura 12. Flanco frontal del disco del ventilador.....	19
Figura 13. Rotulación del alabe del ventilador .....	20
Figura 14. Estructura del módulo del ventilador.....	21
Figura 15. Diseño del cárter de entrada del ventilador.....	22
Figura 16. Núcleo del módulo mayor del motor .....	23
Figura 17. Sección del compresor del Alta Potencia (HP).....	24
Figura 18. Diseño del combustor .....	25
Figura 19. HPT & 1ra etapa LPT inyección.....	26

Figura 20. Módulo de la turbina de baja presión .....	27
Figura 21. Módulo de la estructura de la turbina.....	28
Figura 22. Caja de conducción de accesorios .....	29
Figura 23. Alojamiento de la caja de accesorios .....	30
Figura 24. Inlet cowl engine .....	31
Figura 25. Vista en perspectiva y corte del cowl .....	33
Figura 26. Sección transversal del cowl.....	34
Figura 27. Boquillas de expulsión de aire .....	34
Figura 28. Vista en sección transversal de las boquillas.....	35
Figura 29. Entrada de aire tipo subsónica.....	37
Figura 30. Entrada de aire tipo supersónica .....	38
Figura 31. Hierro en su estado puro.....	40
Figura 32. Localización del ventilador del cowl .....	47
Figura 33. Medidas del motor y el inlet cowl .....	48
Figura 34. Dolly del Intel cowl para remoción e instalación.....	49
Figura 35. Planos de diseño de la herramienta INVENTOR 2014 .....	50
Figura 36. AGSE-T073 B737 INLET COWL DOLLY .....	50
Figura 37. Brazo de la herramienta diseño INVENTOR 2014.....	53
Figura 38. Placa central INVENTOR 2014.....	53
Figura 39. Viga central pines y placa de unión.....	54

## RESUMEN

La tecnología ha tenido un auge notable en los últimos tiempos y ya no hay limitación para su aplicación en ningún campo, profesión u otro ámbito; la presente Investigación tiene como objetivo primordial la implementación de un Dolly para la remoción e instalación del Nose Cowl de los motores CFM 56 para los aviones Boeing 737 series 300-400 y 500 del centro de mantenimiento aeronáutico CEMA, en dicho equipo se especificara los diferentes parámetros de funcionamiento así como las instrucciones de empleo para la operación de mantenimiento asignada. En el presente proyecto de grado se realiza la construcción en base al diseño desarrollado con las características del equipo descritas en el manual de mantenimiento del motor, con el objetivo de cumplir con la tarea mantenimiento descrito en el manual, el equipo completo va a estar construido con características similares al original para su operación, el aporte técnico y económico son los principales beneficios de esta cadena de ayuda mutua, generando la adquisición de conocimientos en los estudiantes que posteriormente en la vida laboral opera y ejecuta labores de mantenimiento con estos equipos. El tributo económico aportado en cuanto a educación, preparación y desarrollo intelectual no es un gasto, es una inversión a futuro.

### PALABRAS CLAVES:

- Instalación
- Remoción
- Inlet cowl
- Dolly
- Equipo

## SUMMARY

Technology has had a remarkable boom in recent times and there is no limitation for application in any field, profession or other area; This research aims primarily to the implementation of a Dolly for removal and installation of the Nose Cowl of CFM 56 engines for the Boeing 737 and 500 aircraft series 300-400 aircraft maintenance center CEMA in such equipment are specifying different operating parameters and operating instructions for the operation of maintenance assigned. In this graduation project construction is performed based on the design developed with the characteristics of the equipment described in the maintenance manual of the engine, in order to comply with the prescribed maintenance task in hand, the entire team will be constructed with similar characteristics to the original operation, technical and economic support are the main benefits of this chain of mutual aid, generating the acquisition of knowledge in students later in working life operates and performs maintenance on this equipment. The economic toll provided in education, training and intellectual development is not an expense but an investment in the future

### KEYWORDS:

- Installation
- Removal
- Inlet cowl
- Dolly
- Equipment

# CAPÍTULO I

## EL TEMA

### 1.1 Antecedentes

La industria aeronáutica en el mercado ecuatoriano ha mantenido niveles importantes de crecimiento, tanto en transporte de pasajeros, como de carga, a consecuencia del fenómeno migratorio, incremento del turismo y aumento de las exportaciones, operando hacia mercados externos, con elevados niveles de ocupación.

Por lo tanto para que las líneas aéreas cumplan sus operaciones de vuelo con seguridad someten a cada aeronave a un conjunto de revisiones y mantenimiento que recomienda el fabricante y que determina la compañía aérea con la autorización de la Dirección General Aviación Civil (DAC).

Después de los logros y reconocimientos alcanzados del Centro de mantenimiento aeronáutico CEMA por su gran desempeño laboral surge, la necesidad de la construcción un Dolly para la remoción e instalación de NOSE COWL del motor de las aeronaves que se presta mantenimiento.

Gracias al esfuerzo y trabajo de los técnicos del Centro de mantenimiento Aeronáutico CEMA. Han alcanzado reconocimientos Nacionales como Internacionales, de tal manera que las compañías aéreas optan por elegir a esta digna empresa para prestar servicios de mantenimiento de calidad a sus aeronaves.

La construcción de un Dolly para los NOSE COWL de los motores CFM 56 para las diferentes series de aviones basado en la necesidad y requerimiento de los técnicos para realizar sus tareas respectivas, con mucha seguridad, eficiencia y eficacia.

## **1.2 Planteamiento del problema**

Al ser un Centro de Mantenimiento Aeronáutico es primordial que se tome en consideración los beneficios y apoyo que se brindará a los técnicos para desenvolverse en sus labores cotidianas con eficacia rapidez y seguridad para lo cual se necesita herramientas especiales que ayuden a los trabajadores a optimizar el tiempo y reducir esfuerzos físicos, puesto que con la implementación se obtendrá mejores resultados en el ámbito laboral. Es por eso el desarrollo de este presente proyecto, ya que al ostentar reconocimientos y certificaciones, y por regulaciones que imponen la Autoridad Aeronáutica Civil (DGAC) no se puede remover los NOSE COWL de motores de los aviones sin el equipo necesario.

Por lo cual surge la necesidad de implementar un Dolly para la remoción e instalación de los NOSE COWL de los motores por medio del cual se facilitara el trabajo de los técnicos.

Pese al esfuerzo de las autoridades del Centro de Mantenimiento Aeronáutico para satisfacer las necesidades y requerimientos de los técnicos, no se cuenta con el equipo adecuado para la remoción e instalación de los NOSE COWL de los motores CFM 56.

## **1.3 Justificación**

La capacitación y experiencia de los técnicos en el Campo Aeronáutico son componentes indispensables para demostrar las destrezas de los Mecánicos del Centro de Mantenimiento Aeronáutico, elementos vitales para alcanzar logros y un buen desempeño laboral.

El Centro de Mantenimiento Aeronáutico en la actualidad cuenta con una amplia gama de equipos y herramientas pero es necesaria la

implementación y renovación constante de elementos que permitan a los técnicos interactuar con agilidad y a la vez con mayor seguridad en las aeronaves.

La implementación de un Dolly para la remoción e instalación del NOSE COWL de los motores tiene un enfoque basado en la optimización de tiempo de trabajo de modo que los técnicos realicen sus tareas respectivas con rapidez.

#### **1.4 Objetivo General**

Construir un Dolly para la remoción e instalación del NOSE COWL, de los motores CFM 56 para los aviones 737 series 300-400 y 500 del Centro de Mantenimiento Aeronáutico CEMA.

##### **1.4.1 Objetivos Específicos**

- Recopilar información técnica referente al Dolly de los motores CFM 56.
- Realizar el estudio técnico para la construcción del Dolly de los NOSE COWL de los motores CFM 56.
- Evaluar alternativas de selección de materiales, accesorios utilizados para la construcción del Dolly.

- Construcción del Dolly en base a planos detallados en el ITEL (manual de herramientas) y en el AMM.
- Ejecutar pruebas de funcionamiento e implementación.

## CAPÍTULO II

### MARCO TEÓRICO

#### 2.1 Avión 737

El 19 de febrero de 1965, Boeing anunció su intención de construir el MODELO 737, un transporte de corto alcance propulsado por dos turboventiladores.

El primer Boeing 737-100 hizo su primer vuelo el 9 de abril de 1967 y Lufthansa inauguró sus servicios con este avión el 10 de febrero de 1968.

El MODELO 737 estaba constituido por el fuselaje del Boeing 727 con una configuración de cola similar al Boeing 707.

Se preveía una capacidad de 60 a 85 pasajeros pero Lufthansa - que hizo el primer pedido - necesitaba una capacidad de 100 asientos. Debido a esto se alargó el fuselaje convenientemente.

El ala incorporaba gran parte de la tecnología desarrollada para el 727 y el área de mayores cambios estuvo dada por la planta motriz. Se decidió montar los motores en el ala porque no había espacio en el corto fuselaje y porque los pasajeros no pueden ir sentados cerca de los motores montados en el fuselaje.

El motor seleccionado inicialmente fue el turboventilador Pratt & Whitney JT8D-1 pero luego de las negociaciones con Lufthansa, los motores fueron cambiados por los JT8D-7 que entregaban el mismo empuje aun cuando la temperatura ambiental fuera elevada. Este motor fue, finalmente, el estándar para el Boeing 737-100, pudiéndose optar por el JT8D-9.



**Figura 1. Avión 737-100**

Fuente: [http://www.todo-aviones.com.ar/usa/boeing737/ficha\\_737.htm#intro](http://www.todo-aviones.com.ar/usa/boeing737/ficha_737.htm#intro)

### 2.1.1 Series 300-400 500

#### Descripción:

Con su largo alcance, 707 y mediano alcance 727 ya en servicio, Boeing dirigió su atención a un nuevo corto alcance 737 para complementar la flota. A pesar de que el nuevo avión utilizó muchos de los mismos componentes como sus hermanos mayores, el 737 inicialmente estaba destinado a llevar sólo 60 a 85 pasajeros. En el momento en que el diseño estaba listo para la producción, sin embargo, esa cifra había aumentado a 100 o más.

La producción inicial consistió en la -100 (100 plazas) y la estirada -200 (120 plazas) modelos. La demanda de los -100 era débil y la producción se paralizó tras sólo 30 fueron construidos. Por el momento la última -200 laminada fuera la línea de montaje, Boeing ya había conmutado la producción a la segunda generación de 737 series, la -300 (128 plazas), -400 (146 plazas), y el -500 (108 asientos) modelos. En comparación con el -200, estas nuevas aeronaves no sólo presentaron diferentes longitudes (debido a las diferentes capacidades de pasajeros), pero además, va equipada con mucho más eficientes los motores que permiten mejoras en la gama.

Impulsados por los éxitos de la familia 737, Boeing dio a conocer la tercera generación 737 en el decenio de 1990. Entre ellas figuraban la -600 (108 asientos), -700 (146 asientos) y -800 (160 asientos) los modelos. Estas nuevas aeronaves característica aún más un uso eficiente del combustible y los motores más silenciosos, así como grandes alas, la mejora de la aviónica, y reducir los costes operativos. La adición más reciente a la familia es el modelo -900, cerca de 180 asientos de pasajeros.

Contando todas las variantes, algunos ejemplos de 3800 el 737 se han construido en el año 2001 con la producción todavía en curso, lo que hace el 737 el más vendido en la historia jetliner.

HISTORIA:

#### Primer vuelo

- (737-100) 9 de abril de 1967
- (737-200) 8 Agosto 1967
- (737-300) 24 de febrero de 1984
- (737-400) 19 de febrero de 1988
- (737-500) 30 de junio de 1989
- (737-600) 22 de enero 1998
- (737-700) 9 Febrero 1997
- (737-800) 31 de julio de 1997
- (737-900) 3 Agosto 2000

#### Servicio de Entrada

- (737-300) 7 de diciembre de 1984 (con Southwest Airlines)
- (737-400) 1 de octubre de 1988 (con Piamonte Airlines)
- (737-500) 2 de marzo de 1990 (con Southwest Airlines)

#### EQUIPO:

(737-200) tres tripulaciones de vuelo: piloto, co-piloto, ingeniero de vuelo

(737-900) dos la tripulación de vuelo: piloto, co-piloto

#### PASAJEROS:

(737-300) 126 en dos clases, 149 en una clase

(737-400) 147 en dos clases, 168 en una clase

(737-500) 110 en dos clases, 132 en una clase

#### DIMENSIONES:

##### Longitud

(737-300) 109,58 pies (33,40 m)

##### Envergadura

(737-300) 94,75 pies (28,88 m)

Altura

(737-300) 36,50 pies (11,13 m)

PESOS:

Vacío

(737-300) 72.360 libras (32.820 kg)

Max Despegue

(737-300) 124.500 libras (56.470 kg)

CAPACIDAD DE COMBUSTIBLE interior:

(737-200) 4.780 galones (18.094 L)

(737-300/400/500) 5.311 (20.104 L)

(737-600/700/800/900) 6.875 galones (26.025 L)

Propulsión:

(737-300/400/500) dos CFM International CFM56-3C1 turbofans

De empuje

(737-300/400/500) 40.000 libras (177,94 kN)

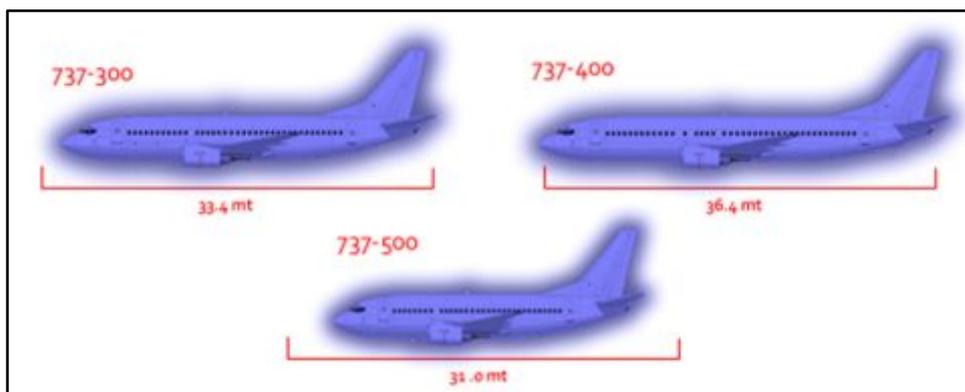
**RENDIMIENTO:**

Rango

(737-300) 2.260 nm (4.180 km)

(737-400) 2.060 nm (3.810 km)

(737-500) 2.380 nm (4.400 km)



**Figura 2. Longitud variante BOEING 737-300/400/500**

**Fuente: [www.atterrice.com](http://www.atterrice.com)**

## **2.2 Motores CFM 56**

### **2.2.1 Introducción a la familia CFM56**

El motor CFM56, un alto de bypass, de doble rotor, flujo axial turboventilador, fue diseñado a mediados de los 70.

Es un producto de CFMI. CFM International es una compañía propiedad conjunta de General Electric (GE) de los EE.UU., y la Sociedad Nacional de ETUDE ET DE CFM563

### **MODELO CFM563C**

TIPO alta derivación turboventilador coaxial ventilador frontal / booster impulsado por multietapa de baja presión Seguro turbina, multicompresor escenario con una turbina de etapa y combustor anular.

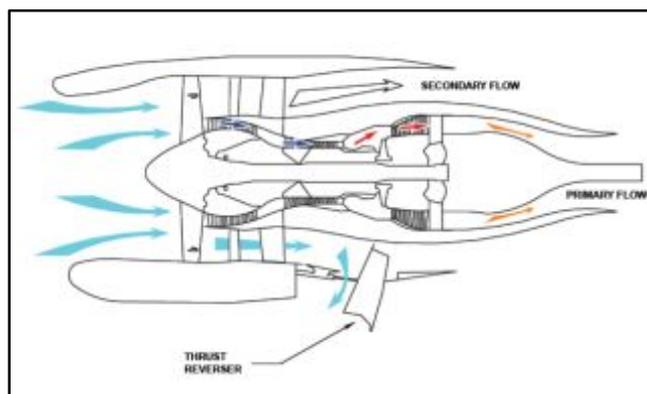
RATING (a nivel del mar)

- Estática máxima continua empuje N (lbf) 9.718 (21.850)
- Quítese empuje estático seco (5 min) N (lbf) 10.459  
(23.515)

## 2.2.2 Clasificación

- **TEMPERATURA AMBIENTE**

Despegar o C ( o F)	30 (86)
Máxima continua o C ( o F)	25 (77)



**Figura 3. Sistema de aire del motor**

**Fuente: TRAINING MANUAL CFM56-5 BASIC ENGINE**

- **COMBUSTIBLE**

Tipo Disconforme combustible Aprobado a GE Especificación D50TF2. MILT5624, JP4 óJP5, ASTM D1655, JET A, A1 y B son consistentes con esta General Electric Specifications. Combustible primario es JET A, con otros combustibles enumerados ser aceptable suplentes (ver Nota 10)

Bomba de combustible TRW 3017790010

El aceite Aprobado son aquellos tipos sintéticos conforme a GE especificación 050 TF1, Clase B. Uso Tipo II MILL23699 aceites que se enumeran en CFM I Boletín de Servicio. CFM56 39 ( ) N o 79001.

- **SISTEMAS DE ENCENDIDO**

Dos unidades de ignición BENDIX P / N 9238M66

Dos bujías de encendido CHAMPION / N 9276M36 o BENDIX P / N 9275M71

- **DIMENSIONES PRINCIPALES mm (pulgadas)**

Longitud (Fan spinner a LPT AFT cara de la brida) 2830 (111,53)

Ancho (dotación máxima) 2010 (79.448)

Altura (dotación máxima). 1810 (71535)

- **PESO N (lbf) 19071 (4290)**

(Incluye accesorios básicos del motor y algunos equipos opcionales para clientes)

- **CENTRO DE GRAVEDAD (motor básico)**

Estación Engine mm (in) 5319 (209,4).

Línea de flotación del motor mm (in) 2502 (98,4).

Buttline Engine mm (in) 2489 (98,0)

- **SISTEMA DE CONTROL DEL MOTOR**

Control del Motor Principal (MEC)

El control de gestión de energía (PMC), GE 7139 M84 7147  
M10

Temperatura de entrada del compresor sensor 9334 M96

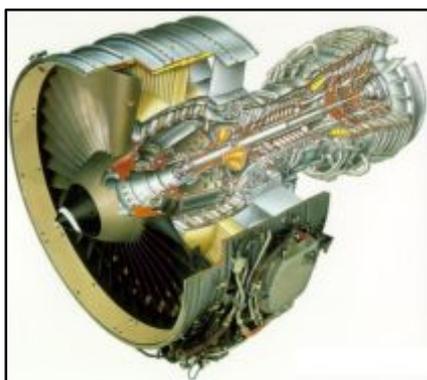


Figura 4. Motor CFM 56

Fuente: TRAINING MANUAL CFM56-5 BASIC ENGINE

- **CARACTERISTICAS**

<b>Tipo de motor</b>	Turbofan
<b>Arranque</b>	Dos carretes de flujo axial
<b>Rotación</b>	Hacia la derecha (ALF)

- **Compresores**

Baja Presión:

Ventilador Primera etapa

Amplificador Etapas de la 2-5

Alta Presión:

Compresor de HP Etapas 1 a 9

- **Cámara de combustión** SAC anular (opción DAC)

- **Turbinas**

Turbina HP Etapa simple

Turbine LP Cuatro etapas

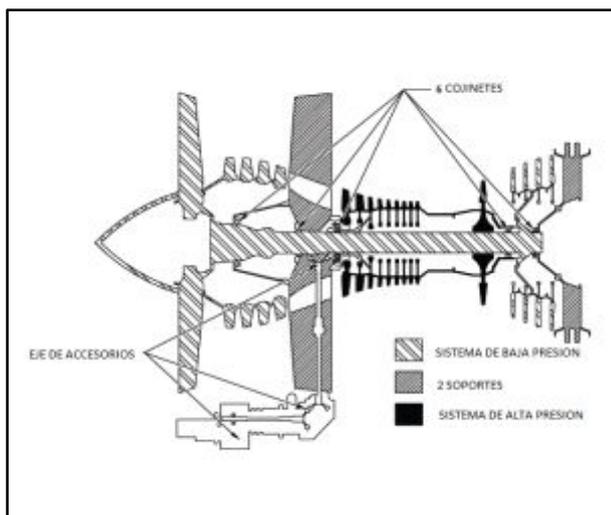


Figura 5. Distribución de las etapas de compresores y turbinas

### 2.2.3 Motor concepto general

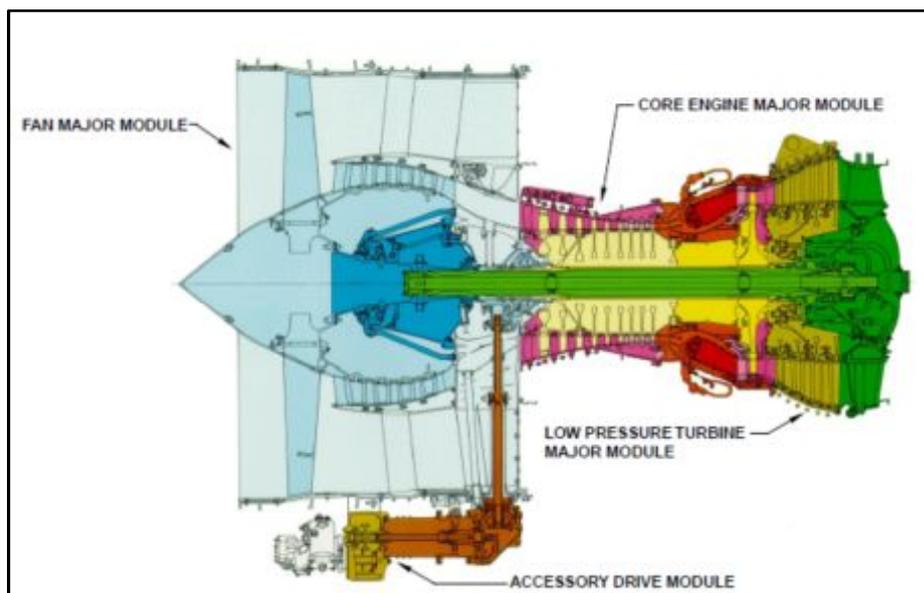
El motor CFM565B utiliza un concepto de mantenimiento llamado "El Mantenimiento Condición ". Esto significa que el motor no tiene horarios periódicos de reacondicionamiento y puede permanecer instalada bajo el ala hasta que algo importante ocurre, o cuando se alcanzan límites de por vida de las piezas. Por esta razón, para controlar y mantener la salud del motor, diferentes herramientas están disponibles, que son:

- Seguimiento de las tendencias de rendimiento del motor
- Inspección boroscópica
- Análisis de partículas de lubricación
- Programa de Análisis Espectrométrico de Aceite (SOAP)
- Sistema de monitoreo de vibraciones del motor

El CFM565B es un motor de diseño de concepto modular. Ella cuenta con 17 módulos diferentes que se incluyen dentro de los tres principales módulos y un módulo de transmisión de accesorios.

Los módulos 4 son:

- El módulo Mayor Fan
- El módulo de núcleo mayor del motor
- El módulo mayor de la turbina de baja presión
- El módulo de transmisión de accesorios



**Figura 6. Módulos del motor**

**Fuente: TRAINING MANUAL CFM56-5 BASIC ENGINE**

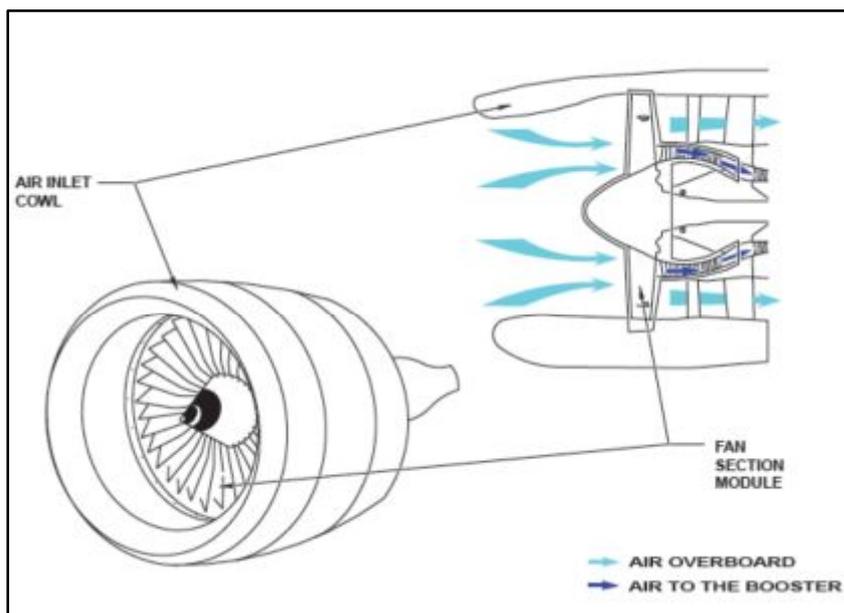
#### **2.2.4 Sección fan**

La sección de ventilador está en la parte delantera del motor y más abajo de la cubierta de entrada de aire, la sección incluye el módulo de ventilación y de refuerzo y el módulo de amplificador del ventilador.

Los efectos de la fan y de refuerzo son:

- Para acelerar el aire por la borda para generar empuje.
- Para aumentar la presión del aire dirigido a la
- Compresor de alta presión (HPC).

Después de entrar en el carenado de la entrada de aire, el flujo total de aire del motor pasa a través del rotor del ventilador, lo que aumenta la energía cinética del aire. La mayor parte del flujo de aire es conducido para producir aproximadamente el 80% del empuje total. El resto es dirigido a través del amplificador, donde se presuriza antes de entrar en el HPC.



**Figura 7. Sección fan**

**Fuente: TRAINING MANUAL CFM56-5 BASIC ENGINE**

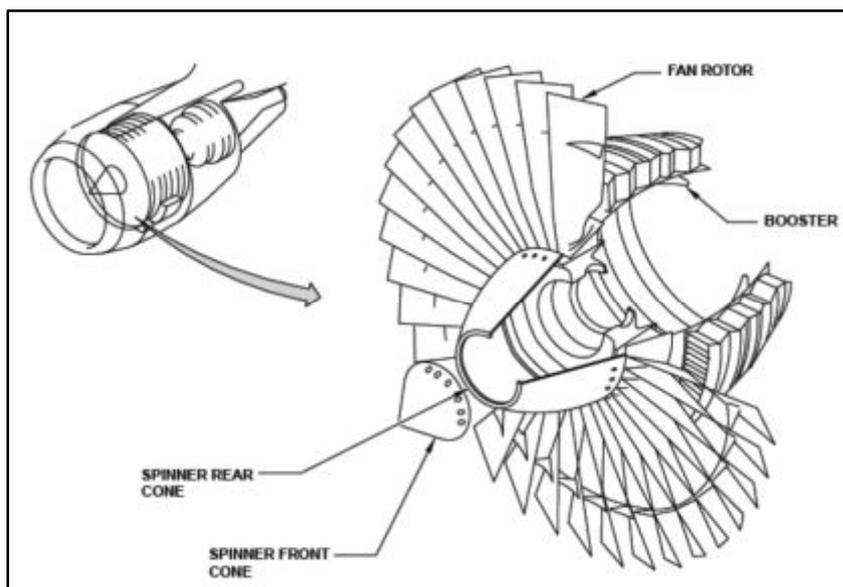
### **2.2.5 Ventilador y módulo amplificador**

El módulo del ventilador y amplificador consiste en:

- Un cono frontal spinner
- Un cono trasero spinner
- Un único rotor de ventilador etapa
- Un refuerzo axial de cuatro etapas

El cono frontal spinner está diseñado para minimizar la creación de hielo y está acoplado al cono trasero spinner. El cono trasero spinner mantiene las cuchillas en la posición axialmente del disco del ventilador.

El disco del ventilador soporta la mitad del tramo de las aspas del ventilador y una bobina de refuerzo. El carrete de refuerzo acomoda etapas hoja de refuerzo, números 2-5. Las etapas del conjunto de aletas de refuerzo, números 1-5, se apilan y montado en el bastidor del ventilador.

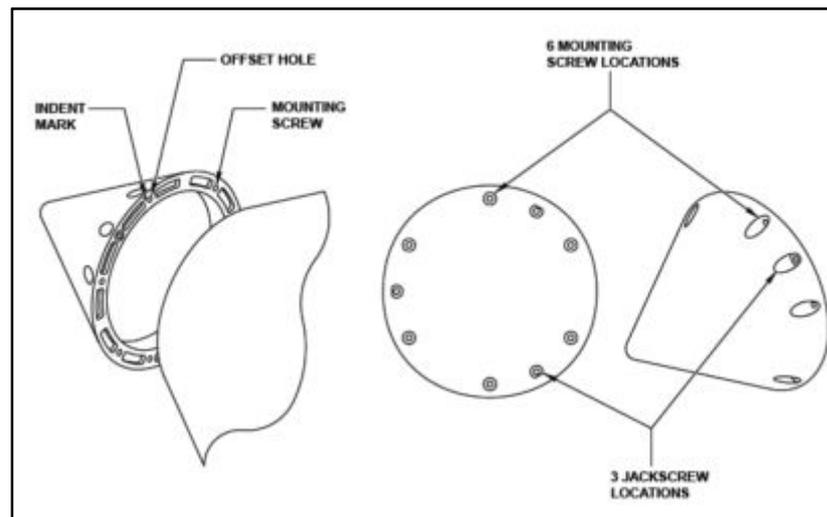


**Figura 8. Diseño del amplificador y ventilador**

**Fuente: TRAINING MANUAL CFM56-5 BASIC ENGINE**

### **2.2.6 Spinner cono frontal**

Ajuste de interferencia y de montaje angular de posición simple son características de la instalación de la parte delantera y trasera del cono en el disco del ventilador. El cono frontal spinner tiene un agujero de compensación en su parte posterior brida, identificado por una marca de guión, para asegurar la correcta alineación para la instalación en la brida delantera como trasero. La brida trasera tiene 6 ubicaciones de los tornillos de montaje y 3 insertos roscados, ubicadas cada 120 °, para la instalación de tornillos de fijación utilizados en los procedimientos de extracción.

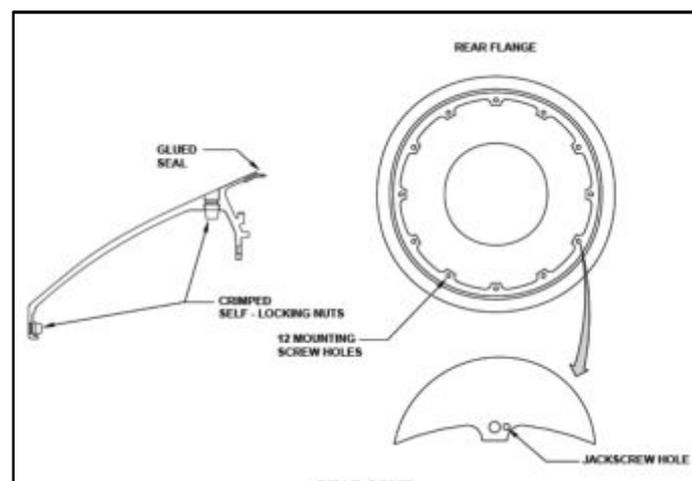


**Figura 9. Cono frontal de spinner**

**Fuente: TRAINING MANUAL CFM56-5 BASIC ENGINE**

### 2.2.7 Cono trasero Spinner

La brida frontal del cono trasero spinner tiene 6 línea, rizadas, frutos secos reemplazables autoblocantes. La brida trasera interior tiene 12 orificios de los tornillos de montaje, para instalación en el disco de ventilador, y hay 6 orificios roscados para la instalación de tornillos de fijación utilizado en los procedimientos de eliminación de cono trasero.

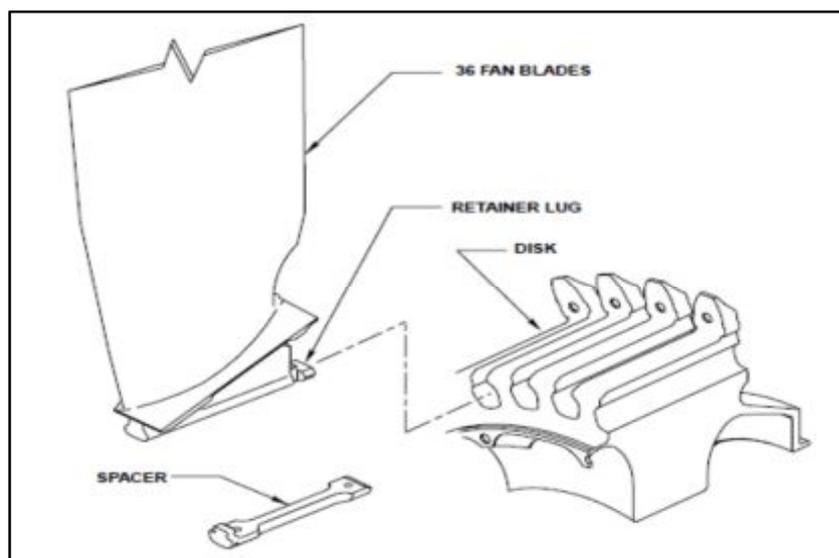


**Figura 10. Instalación cono trasero**

**Fuente: TRAINING MANUAL CFM56-5 BASIC ENGINE**

Ambas bridas delanteras y traseras tienen un agujero de compensación para asegurar correcta instalación y se identifican con guión marcas. El cono trasero también tiene un sello de aire integrado que es pegado a su brida trasera interior.

El cono trasero impide la retirada axial de espaciadores utilizado en el sistema de retención de aspa de ventilador. También es compatible con una serie de tornillos de equilibrado que son instalados en su diámetro exterior. Hay dos conjuntos de tornillos disponibles de equilibrado y los tornillos en cada conjunto se identifican como P01 a P07, o P08 a P14. Los números, que están grabados en las cabezas de los tornillos, son equivalentes a varios pesos.



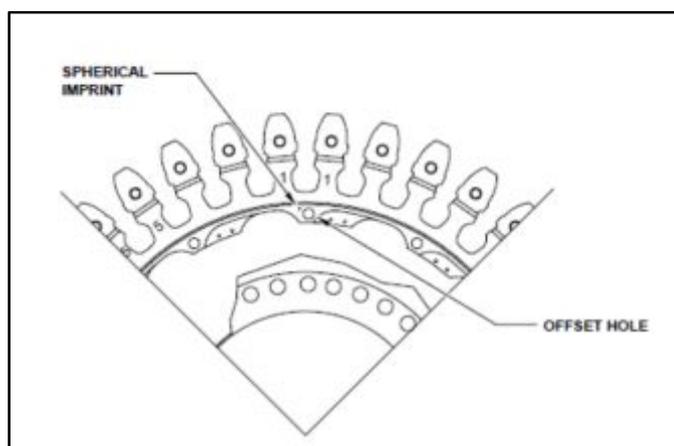
**Figura 11. Álabes del ventilador**

**Fuente: TRAINING MANUAL CFM56-5 BASIC ENGINE**

Un signo de guión se encuentra en el equilibrio entre dos tornillos para la correcta instalación del cono posterior al disco del ventilador y para la identificación de la hoja fan No.1.

### 2.2.8 Los álabes del ventilador

Hay 36 aspas de aleación de titanio, álabes del ventilador. Cada hoja tiene una base de pie de pino que se desliza en un rebaje en el borde exterior del disco del ventilador. Una orejeta de retención, mecanizada en el extremo posterior del pie del álabe, se acopla a la brida hacia adelante de la bobina de refuerzo y limita los movimientos axiales. Un espaciador, instalado debajo de cada hoja, limita el movimiento radial.



**Figura 12. Flanco frontal del disco del ventilador**

**Fuente: TRAINING MANUAL CFM56-5 BASIC ENGINE**

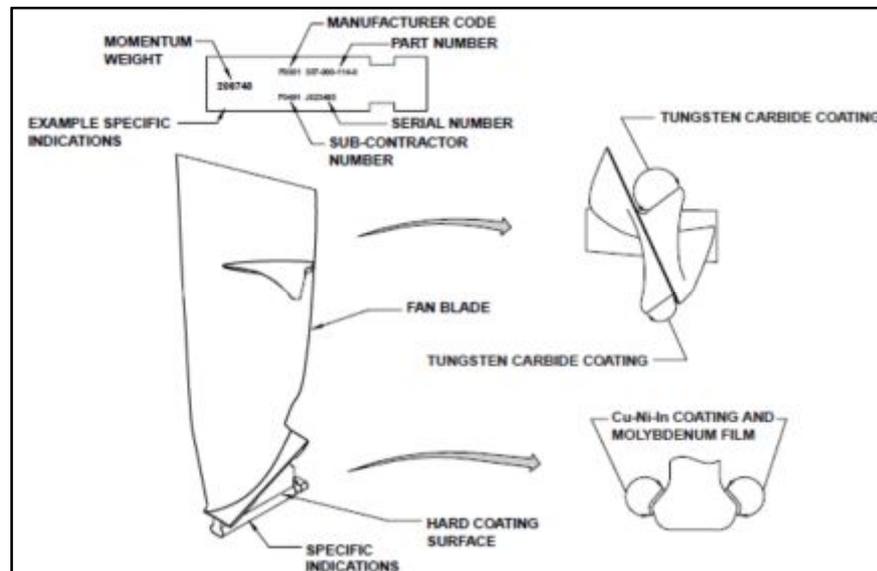
Cada hoja tiene indicaciones específicas grabadas en su parte inferior de la raíz:

- Número de referencia
- Número de serie
- Peso
- Momento
- Código del Fabricante

Las caras de del pie del álabe del ventilador tienen un plasma antifricción recubrimiento (Cu Ni In) y una capa superior barniz base de molibdeno de película curado, que actúa como un lubricante.

La lubricación del pie del alabe se mejora aún más por la aplicación de lubricante sólido de base de molibdeno antes de la instalación en el disco del

ventilador. Las superficies de contacto tienen un recubrimiento tungsteno de carburo. También se lubrican con sólido lubricante de molibdeno base durante la instalación de la cuchilla.



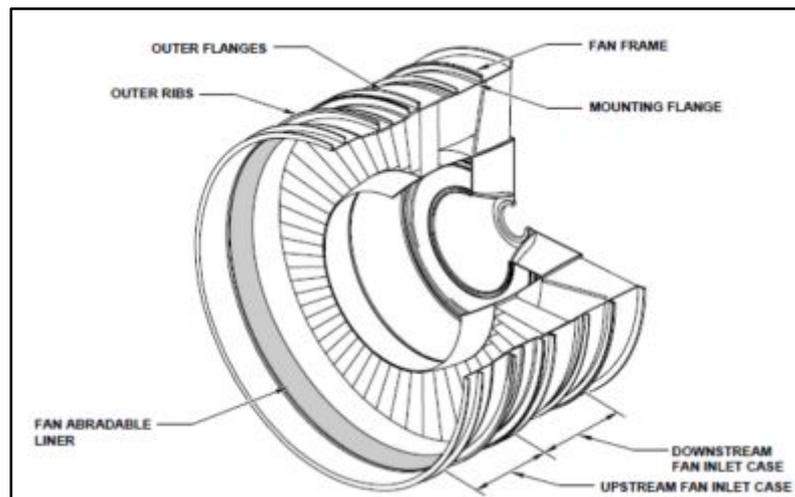
**Figura 13. Rotulación del alabe del ventilador**

**Fuente: TRAINING MANUAL CFM56-5 BASIC ENGINE**

### 2.2.9 Estructura del módulo del ventilador

La estructura del módulo del ventilador es la principal estructura adelante para el montaje del motor en la estructura del avión. Es compatible con el ventilador y módulo de alta presión, el HPC y capuchas. La estructura del módulo del ventilador consiste en las 3 principales siguientes conjuntos:

- Estructura del ventilador
- El cárter de entrada del ventilador flujo bajo
- El cárter de entrada del ventilador flujo alto



**Figura 14. Estructura del módulo del ventilador**

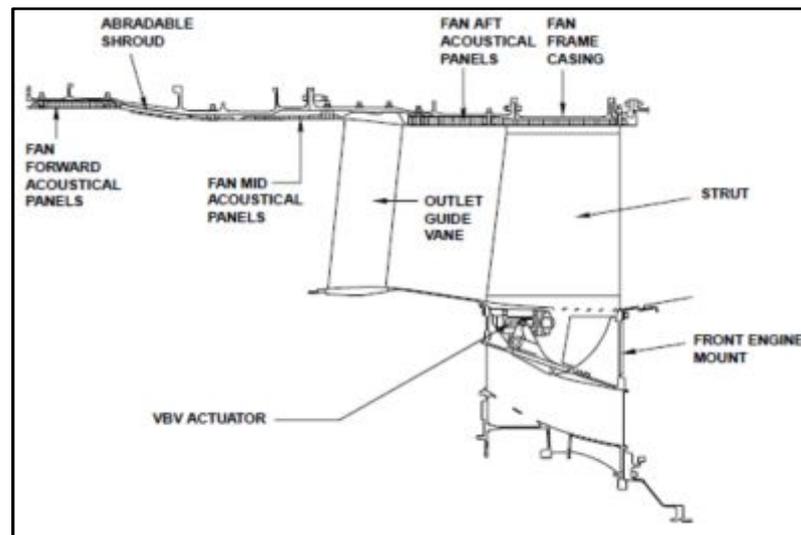
**Fuente: TRAINING MANUAL CFM56-5 BASIC ENGINE**

### **2.2.10 Cárter de entrada del ventilador**

La superficie interior de la caja de entrada del ventilador de flujo alto está forrada con 6 paneles acústicos adelante, 6 paneles acústicos mediados y proporciona una cubierta abrasible que se enfrenta a las puntas de las palas del ventilador. La superficie interior de la caja de entrada del ventilador de flujo bajo es forrada con 12 paneles acústicos en popa. El caso de entrada del ventilador también se encuentra la Guía Outlet Vane (OGV) montada.

#### **2.2.10.1 Estructura del ventilador**

La estructura del ventilador tiene 12 tirantes huecos radiales que son alojamientos de diversos equipos y líneas. Compartimentos formados entre los puntales alojamiento adyacente Válvulas de Purga Variable de (VBV) actuadores que, en determinadas condiciones, redirigen aire primario en el flujo de aire secundario. La cara posterior del bastidor de ventilador de la sección media proporciona los soportes frontales para el motor y la brida delantera para el Compresor de alta presión de la sección (HPC).



**Figura 15. Diseño del cárter de entrada del ventilador**

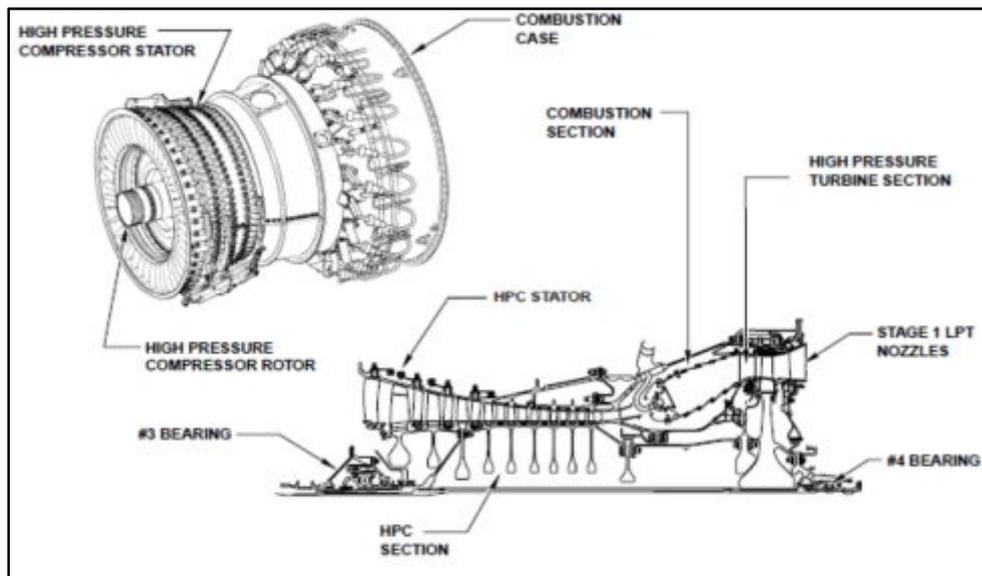
**Fuente: TRAINING MANUAL CFM56-5 BASIC ENGINE**

### 2.2.11 Núcleo principal módulo mayor

El núcleo de motor es de alta presión, de alta velocidad, generador gas que produce la potencia para accionar el motor. El núcleo del motor consiste en la:

- Sección compresor de alta presión (HPC).
- La sección de combustión.
- Sección de la turbina de alta presión (HPT) y la Turbina de baja presión (LPT) etapa 1 de la inyectores.

Descarga de aire del ventilador se comprime en la sección de HPC y climatiza ampliando en la sección de combustión. Es entonces dirige a la sección de HPT. La energía no extraída se utiliza a partir de la corriente de gas por la HPT para conducir la LPT, rotores de ventiladores y de refuerzo. El extremo delantero del núcleo está soportado por el cojinete de bolas No 3 y rodamientos de rodillos y el extremo de popa por el cojinete No 4.



**Figura 16. Núcleo del módulo mayor del motor**

**Fuente: TRAINING MANUAL CFM56-5 BASIC ENGINE**

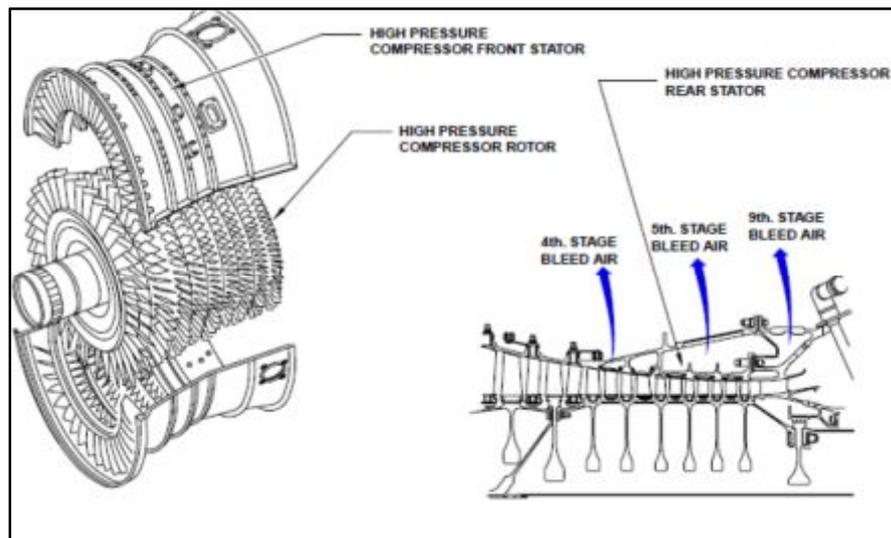
### **2.2.12 Compresor de alta presión (HPC)**

Se monta el compresor de alta presión (HPC) entre el módulo de la estructura del ventilador y la cámara de combustión. El HPC, que tiene 9 etapas, aumenta la presión del el aire cuando pasa de una etapa a otra, para abastecer a la sección de la cámara de combustión.

Se compone de los siguientes módulos:

- El rotor del compresor
- El estator del compresor

El estator del compresor se compone de dos partes. El frente es compatible con la estructura del ventilador y la parte trasera se une a la cámara de combustión. El HPC tiene conexiones de las tuberías que conducen de aire de purga para el motor y el uso en aviones.



**Figura 17. Sección del compresor del Alta Potencia (HP)**

**Fuente: TRAINING MANUAL CFM56-5 BASIC ENGINE**

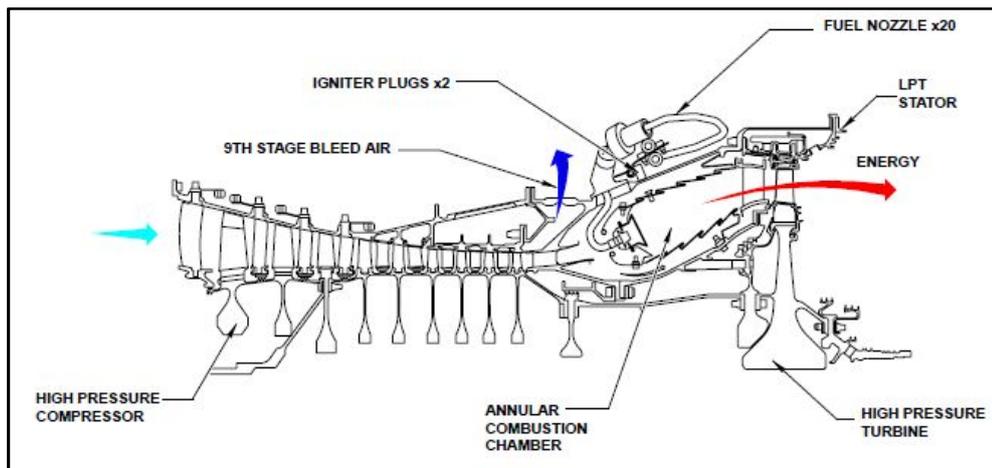
El cárter del estator inferior tiene una serie de puertos conectados para permitir la inspección boroscópica del rotor y el estator. Hay 9 puertos de inspección boroscópica ubicados en aproximadamente en la posición cinco y son numerada S1 través S9, donde S1 está más adelante.

Tapones S7, S8 y S9 son enchufes dobles conectados por un eje. Un sistema de resorte permite que el tapón exterior de conduce el tapón interno. Ambos tapones interior y exterior tienen valores de par específicas.

### **2.2.13 La sección de combustión**

La sección de combustión se encuentra entre el Compresor de alta presión (HPC) y la baja presión Turbina (LPT). El aire de la HPC se mezcla con el combustible, suministrado por el combustible 20 inyectores.

La mezcla se enciende por 2 bujías de encendido que se encuentran en las posiciones 4 y 8 del reloj. La cara frontal de la cámara de combustión está unida a la parte trasera del módulo del compresor. La sección trasera de la caja de combustión alberga al módulo HPT. La sección de combustión también suministra 9ª etapa HPC purgar el aire para los dos aparatos y el uso del motor.



**Figura 18. Diseño del combustor**

**Fuente: TRAINING MANUAL CFM56-5 BASIC ENGINE**

### **2.2.14 TURBINA DE SECCIÓN**

La sección de la turbina proporciona la energía necesaria para accionar los rotores del compresor. Consiste en la:

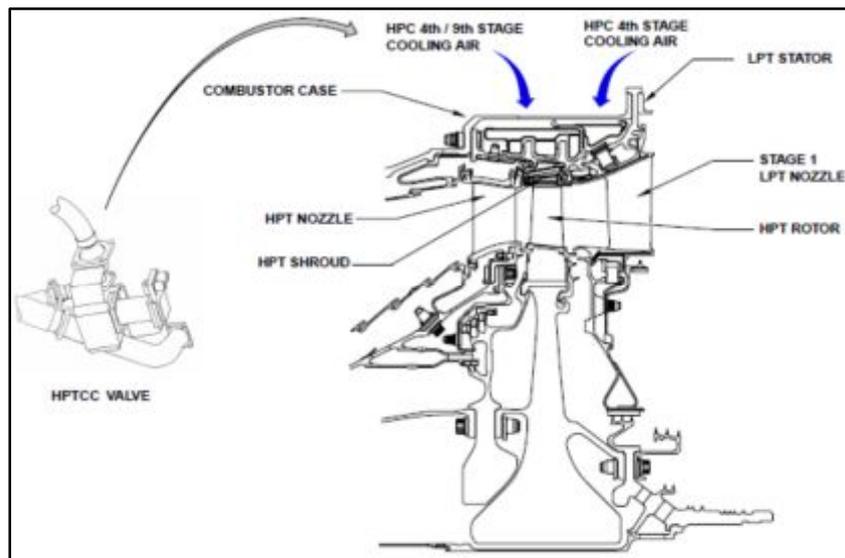
- Turbina de Alta Presión (HPT)
- Turbina de baja presión (LPT)

#### **Turbina de Alta Presión (HPT)**

El módulo TPM se encuentra en la cámara de combustión y consta de una sola boquilla etapa que dirige el flujo de gas de la cámara de combustión para los alabes del rotor que HPT para accionar el rotor HPC.

#### **La refrigeración del motor**

El aire de la cuarta etapa del HPC es conducido a través de 4 tuberías, para enfriar 1ra etapa el LPT de la boquilla y la parte delantera cavidad. El aire de la cuarta y la novena etapa del HPC pasan por la válvula HPTCC y es conducido a través de tubos 2, para enfriar abajo de la cavidad que rodea el HPT.

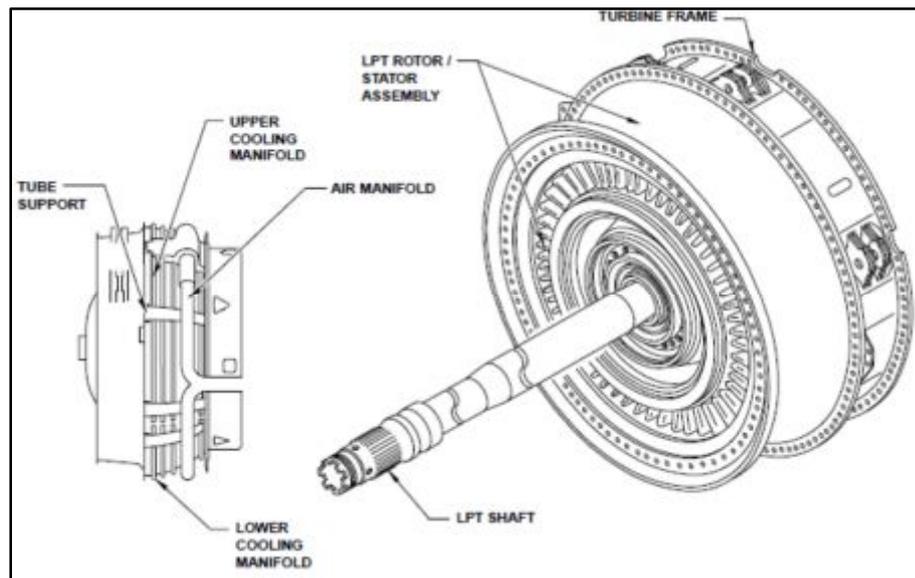


**Figura 19. HPT & 1ra etapa LPT inyección**

**Fuente: TRAINING MANUAL CFM56-5 BASIC ENGINE**

### **Turbina de baja presión (LPT)**

El módulo de LPT convierte la energía de la combustión gases en el par necesario para conducir el ventilador y rotor de refuerzo. El LPT es una turbina de flujo axial etapa 4 que consiste en un conjunto de rotor y estator. La LPT brida frontal del módulo se monta en la parte trasera brida del módulo de cámara de combustión. Su brida trasera es adjunta en el bastidor LPT y su borde interior es asegurado en el eje de LPT. Aire de descarga del ventilador es conducido a través de los colectores que son provistos de orificios, para dirigir el aire de refrigeración en el LPT caja exterior.



**Figura 20. Módulo de la turbina de baja presión**

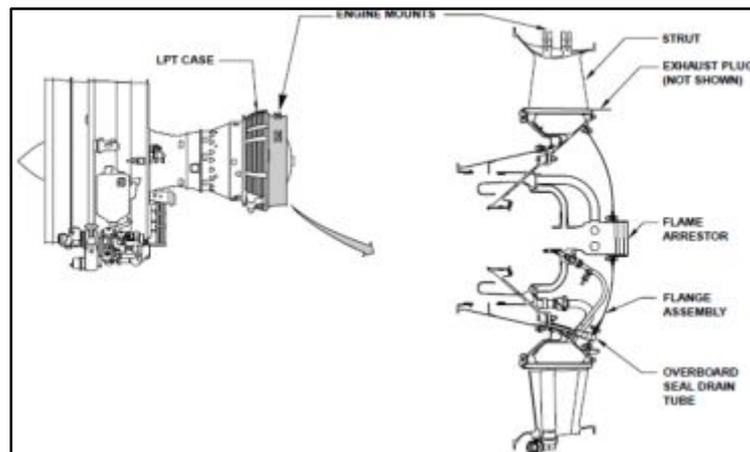
**Fuente: TRAINING MANUAL CFM56-5 BASIC ENGINE**

### **2.2.15 El Módulo de la Estructura de la Turbina**

El módulo del cárter de la turbina es uno de los principales motores conjuntos estructurales, y se encuentra en la parte posterior de la del motor. Se compone de un cubo y una carcasa exterior. El módulo de cárter de la turbina está atornillado a la brida trasera.

Su pestaña trasera ofrece apego para la tobera de escape y el tapón de escape. La carcasa exterior está equipada con soportes para la instalación del motor en la estructura del avión. La parte posterior de la turbina proporciona apoyo y de fijación para:

- El conjunto de brida en su centro, y el supresor de llama.
- El tapón de escape.



**Figura 21. Módulo de la estructura de la turbina**

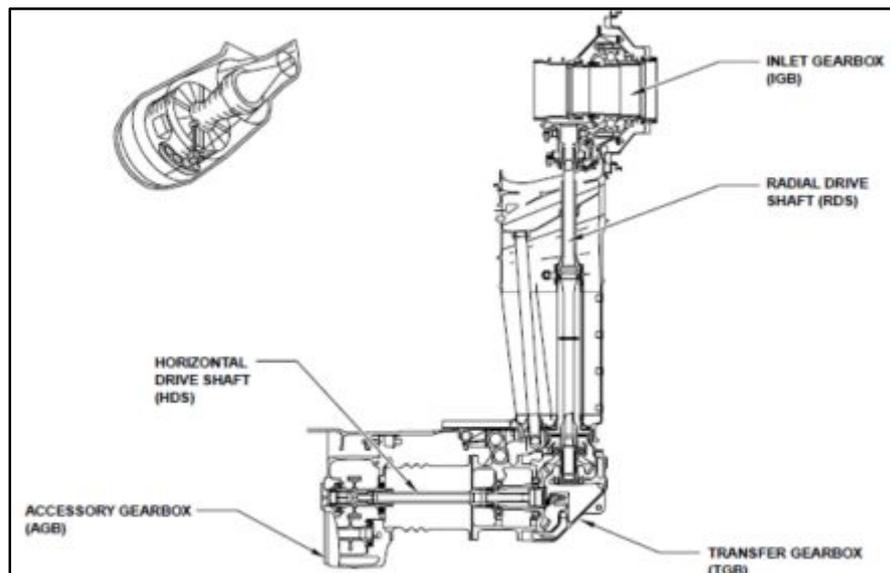
**Fuente: TRAINING MANUAL CFM56-5 BASIC ENGINE**

### 2.2.16 Transmisión de accesorios sección

El sistema de transmisión de accesorios se encuentra en el 6:00 posición. Con el fin de impulsar los accesorios de motor y de aeronaves, parte del núcleo de la potencia del motor se extrae a través de la entrada Caja de cambios (IGB) y transmitida a través de las siguientes, cajas de engranajes y ejes:

- Radial Drive Shaft (RDS)
- Caja de transferencia (TGB)
- Horizontal Drive Shaft (HDS)
- Caja accesorios de (AGB)

En el arranque del motor, el sistema de transmisión de accesorios transmite alimentación externa del motor de arranque de aire del motor para conducir el núcleo del motor. Para las tareas de mantenimiento, hay una almohadilla de mano de arranque en la AGB que se utiliza para activar manualmente el motor de núcleo.



**Figura 22. Caja de conducción de accesorios**

**Fuente: TRAINING MANUAL CFM56-5 BASIC ENGINE**

### **2.2.17 La caja de accesorios (AGB)**

El conjunto AGB está montado debajo de la caja de entrada del ventilador en la posición de las 6 en punto del reloj y está garantizado por 2 montajes de horquilla. El AGB consiste en un tren de engranajes que reduce y aumenta la velocidad de rotación del motor para impulsar diversos y accesorios de la aeronave.

Cara frontal del AGB ha montaje almohadillas para el siguiente equipo:

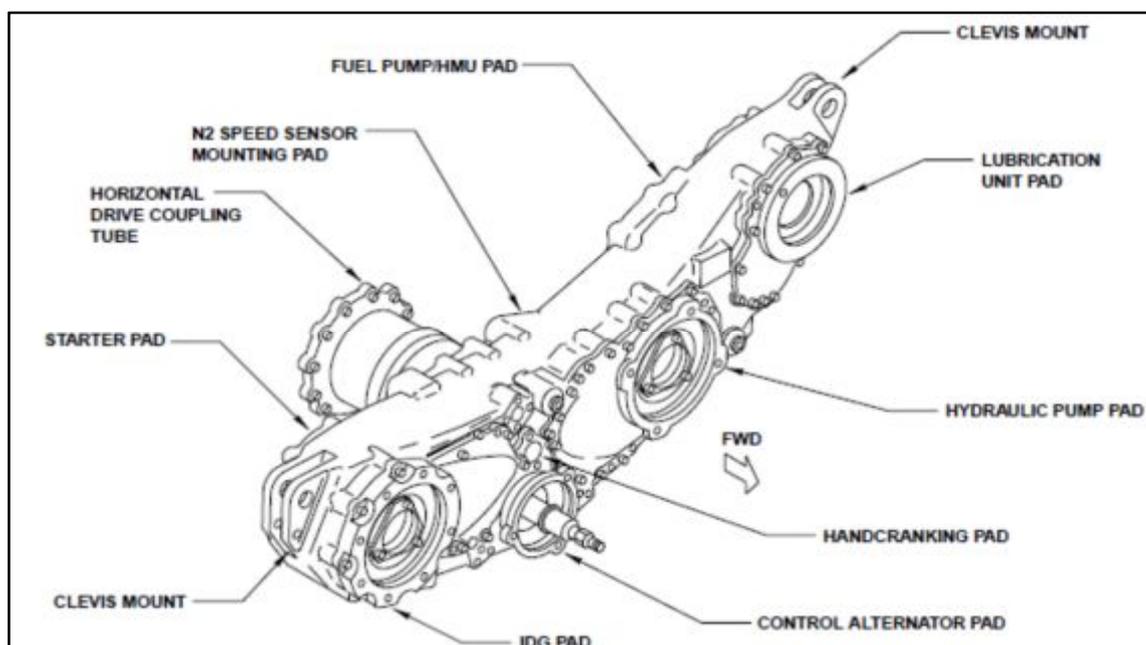
- Unidad Lube
- Bomba hidráulica
- Unidad de arranque
- Control del alternador
- Generador de unidad integrada (IDG)

La cara posterior del AGB conecta con la unidad horizontal eje (HDS) tubo de acoplamiento y proporciona almohadillas de montaje para:

- La bomba de combustible
- El iniciador

- El sensor de velocidad N2

La bomba de combustible y el IDG se instalan en el AGB través de los anillos del rápido acoplamiento/ desacoplamiento (QAD).

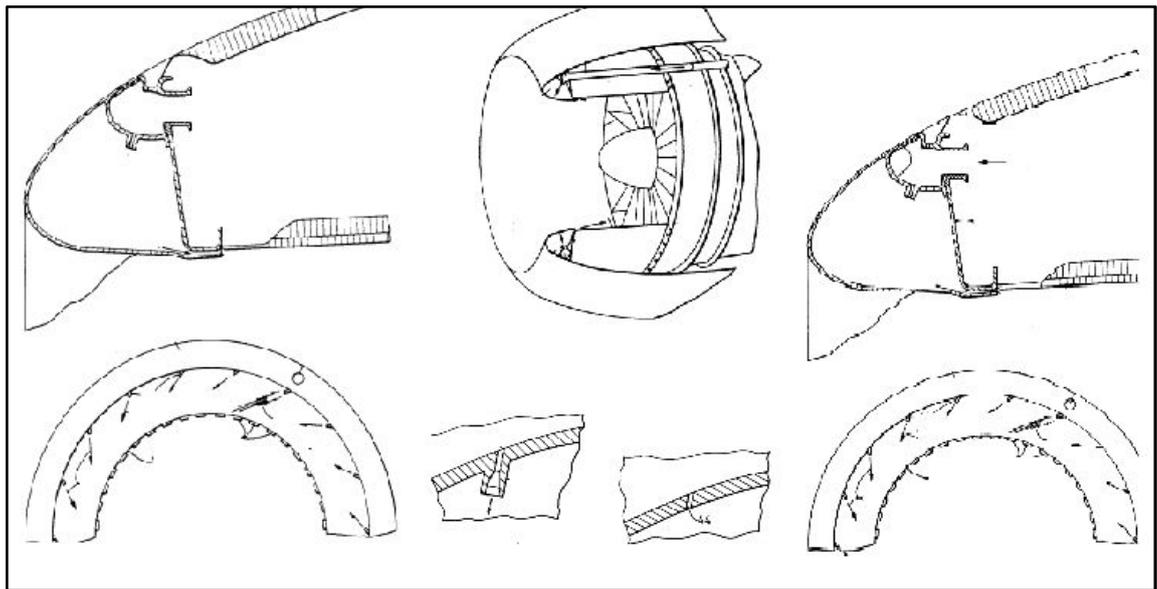


**Figura 23. Alojamientos de la caja de accesorios**

**Fuente: TRAINING MANUAL CFM56-5 BASIC ENGINE**

### 2.3 Entrada de aire del motor

Proporciona un sistema para la prevención y eliminación de hielo la acumulación de los bordes de ataque de un cowl de entrada del motor de turbina de gas del avión. Alta presión, alta temperatura de aire, preferiblemente desde un puerto en el motor desde el compresor, que proporciona a un conducto anular situado dentro de una cámara anular formada el borde de ataque de la entrada del cowl. Una pluralidad de boquillas de aire están espaciadas sobre el conducto de aire y la función es dirigir aire al anti-hielo en una velocidad supersónica hacia la superficie interior hacia adelante de la cubierta de entrada y crear una masa de aire turbulento dentro de la cámara anular.



**Figura 24. Inlet cowl engine**

### **2.3.1 Sistema antihielo del cowl inlet**

La presente invención se refiere a motores de turbina de gas para las aeronaves que utilizan un cowl de entrada de aire para dirigir el flujo de aire en el motor principal y más específicamente es un aparato para la prevención y eliminación de la acumulación de hielo de la entrada de una turbina de gas de aeronaves del motor.

#### **Antecedentes**

La formación de hielo en los bordes de ataque de las aeronaves en las entradas de aire del motor pueden ocurrir durante el vuelo al paso a través de las nubes que contiene gotas de agua superenfriados o durante operación terrestre en las inclemencias del tiempo. La protección contra la formación de hielo es necesaria, ya que la acumulación de hielo cerca la entrada del motor puede obstruir el libre flujo de aire en y alrededor del motor que afecta negativamente a motor por rendimiento. Además, el daño puede ser causado a los alabes u otros componentes internos del motor, si los trozos de hielo se sueltan del borde de ataque de la entrada de aire y entran en la corriente de aire de entrada.

Un sistema típico protector de la entrada anti-hielo tiene aire caliente introducido en una cámara dentro de la borde de ataque del protector de entrada. El sistema anti-hielo mantiene el interior del cowl de la entrada por encima de la temperatura de congelación y evita la formación de hielo que podría interferir con el rendimiento del motor. Pasamos aire al cowl de entrada de sistema de formación de hielo se agota a menudo por la utilización de la energía térmica contenida en el mismo, perdiendo de ese modo la energía extraída del motor de ciclo de propulsión.

El ventilador no canalizado del motor General Electric Company en (UDF) opera con álabes giratorios tanto hacia el interior y al exterior de la cubierta de entrada y por lo tanto requiere anti-hielo de la superficie exterior del cowl de entrada, además de la superficie interior como la acumulación de hielo a lo largo del exterior de la superficie puede interferir con el flujo de aire a través del perfilado externo o desprenderse e impactar con el perfilado.

#### **2.3.1.1 Objetivo de la invención**

Es un objeto primario, invención que proporcionar una nueva y mejorada de turbina de gas, el cowl de entrada del motor sistema anti-hielo para una aeronave que no esté sujeto a las desventajas anteriores. Es un objeto adicional de la presente invención proporcionar un sistema anti-hielo nuevo y mejorado que previene y elimina la acumulación de hielo tanto de la superficies interior y exterior ventilador de nariz del cowl del motor de avión.

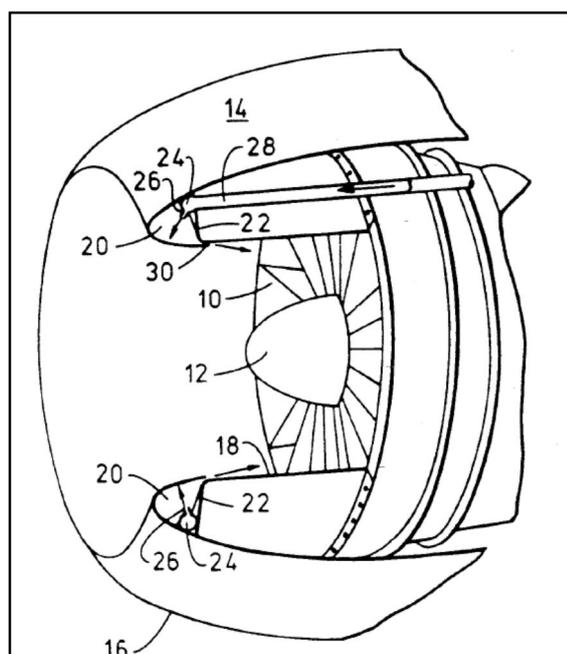
#### **2.3.1.2 Resumen de la invención**

De conformidad con los principios de la presente invención se proporciona un sistema para la prevención la acumulación y eliminando de hielo desde el interior y hacia fuera superficies de la junta de la cubierta de entrada de la turbina de gas de los motores en los aviones. Una cámara anular se forma dentro de la entrada del carenado con el interior hacia adelante y hacia fuera paredes de tablas adelante del cowl que forman las paredes de la cámara.

Situado dentro de esta cámara está un conducto de aire anular que durante el funcionamiento del motor, está provisto con alta presión de aire a alta temperatura preferiblemente de un puerto en el compresor del motor. Una pluralidad de boquillas de expulsión de aire está espaciadas sobre el conducto de aire y funcionan para dirigir el aire al antihielo a una velocidad supersónica hacia el para alejar la superficie interior del cowl de entrada.

En una realización adicional de la invención las boquillas están en ángulo para crear una masa arremolinada de aire anti-hielo que raspa todas las superficies de la cámara. Un mejorado medio de agotar el aire anti-hielo gastado de la cámara a través de una pluralidad de pequeños orificios de ventilación situados en la superficie interior de la cubierta en el cilindro interior. También se proporciona la entrada del motor.

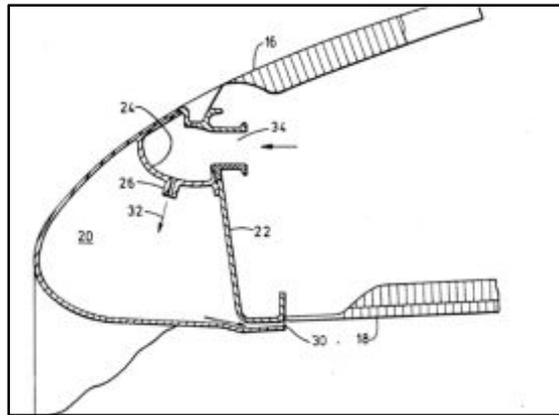
Los anteriores y otros objetos de la presente invención junto con las características y ventajas de la misma pondrán ser de manifiesto a partir de la siguiente especificación detallada cuando se lee conjuntamente con el acompañamiento dibujos en los que números de referencia ha llevado adelante.



**Figura 25. Vista en perspectiva y corte del cowl**

Fuente: **GENERAL ELECTRIC COMPANY**

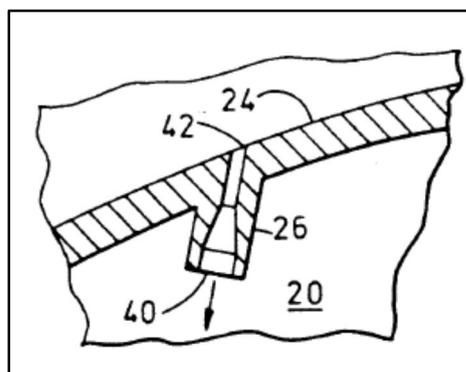
La figura 25 muestra una vista en perspectiva de la porción delantera de un motor de turbina de gas de aeronaves parcialmente cortada para mostrar el sistema del cowl.



**Figura 26. Sección transversal del cowl**

Fuente: **GENERAL ELECTRIC COMPANY**

La figura 26 es una vista en sección transversal axial a través del cowl de entrada del motor de turbina de gas de la figura. 25; la figura 27 es una vista en sección frontal del cowl de entrada del motor de turbina de gas de la figura. 25; la figura 28 es una vista en detalle en sección transversal de las boquillas de expulsión de aire se muestran en la figura. 27; y la figura 29 es una vista en detalle en sección transversal de un diseño suplente a la boquilla de expulsión de aire se muestra en la figura. 28.



**Figura 27. Boquillas de expulsión de aire**

Fuente: GENERAL ELECTRIC COMPANY

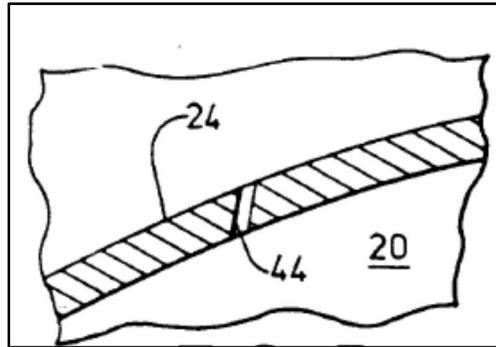


Figura 28. Vista en sección transversal de las boquillas

Fuente: GENERAL ELECTRIC COMPANY

### 2.3.1.3 DESCRIPCIÓN DETALLADA DE LA INVENCIÓN

Haciendo referencia ahora a los dibujos, la fig. 25 es una perspectiva de la sección de entrada de un motor de turbina de gas parcialmente cortada para mostrar el sistema de la presente invención. La parte delantera del motor incluye un conjunto de 10 aletas guía de admisión y un cono de nariz encerrado dentro de una cámara generalmente tubular, que se extiende axialmente, el cowl de entrada 14 que tiene una pared exterior 16 y una pared interior 18 formando un conducto de entrada que dirige el aire de admisión del motor a través de ensamblaje de los álabes guía 10 en el compresor del motor (no mostrado). En vuelo o durante la operación de tierra bajo con la formación de hielo condiciones, el hielo tiende a formarse en las principales superficies de paredes 16 y 18. El hielo cambia la geometría del área de entrada entre la capucha 14 y el cono de la nariz 12, de manera adversa que afecta a la cantidad requerida y trayectoria de flujo del aire de entrada. Además, los trozos de hielo pueden desprenderse y causar daños a la superficie interna o externa del flujo bajo componentes.

Para evitar la formación de hielo a lo largo del líder superficies de carenado de admisión 14, una cámara anular 20 es formada entre las principales superficies de las paredes 16 y 18. Un anillo estructural o

mamparo 22 unirse a las paredes 16 y 18 forma la pared posterior de la cámara 20. Dentro de la cámara 20 se incluye un conducto de aire anular 24 que tiene un eyector plural de aire boquillas 26. En funcionamiento, conducto de aire 24 está provisto de alta temperatura ambiente de aire de alta presión de un puerto en el compresor del motor (no mostrado) a través de medios de conducto 28. Alternativamente, los gases de escape calientes del motor sangraron escape podría ser proporcionada a conducto de aire 24. El climatizado aire antihielo se inyecta a partir de entonces en la cámara 20 a través de expulsión de aire boquillas 26 para calentar el sur que conduce las caras de las paredes 16 y 18. Una pluralidad de orificios de ventilación 30 están situado en la pared interior 18 en la popa de la cámara 20 a agotar el aire antihielo gastado de la cámara 20 en el corriente de aire de admisión del motor.

## **2.4 Tipo de inlet cowl**

La mayoría de aviones modernos y aviones militares son impulsados por motores de turbina de gas, que también se llaman motores a reacción. Hay varios tipos diferentes de motores de turbina de gas, pero todos los motores de turbina de tener algunas partes en común. Todos los motores de turbina tienen una entrada para llevar aire de corriente libre en el motor. La entrada se encuentra aguas arriba del compresor y, mientras que la entrada no realiza trabajo sobre el flujo, el rendimiento de entrada tiene una fuerte influencia en empuje neto del motor. Como se muestra en las figuras anteriores, entradas vienen en una variedad de formas y tamaños con los detalles generalmente dictadas por la velocidad de la aeronave.

### **2.4.1 Entradas subsónicos**

Para las aeronaves que no se pueden ir más rápido que la velocidad del sonido, como grandes aviones de pasajeros, una entrada sencilla, recta, corta funciona bastante bien.



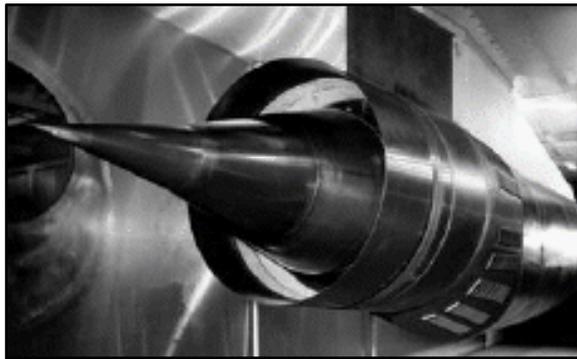
**Figura 29. Entrada de aire tipo subsónica**

**Fuente:** <http://www.grc.nasa.gov/WWW/k-12/airplane/inlet.html>

En una entrada de subsónico típica, la superficie de la entrada desde el exterior hacia el interior es una curva suave continua con un poco de espesor de dentro a fuera. La parte más aguas arriba de la entrada se llama el punto culminante, o el labio de entrada. A las aeronaves subsónicas tiene una entrada con un labio relativamente gruesa.

#### **2.4.2 Entrada de aire supersónica**

Una entrada para un avión supersónico, en el otro lado, tiene un labio relativamente agudo. El labio de entrada está afilada para reducir al mínimo las pérdidas de rendimiento de las ondas de choque que se producen durante el vuelo supersónico. Para un avión supersónico, la entrada debe reducir el flujo hacia abajo a velocidades subsónicas antes de que el aire alcanza el compresor. Algunas entradas supersónicos, como el de la parte superior derecha, use un cono central de sorprender al flujo a velocidades subsónicas. Otras entradas, como la que se muestra en la parte inferior izquierda, utilizar placas planas con bisagras para generar los choques de compresión, con la geometría de entrada resultante que tiene una sección transversal rectangular. Esta entrada de geometría variable se utiliza en el avión de combate F-14 y F-15. Formas de entrada más exóticas se utilizan en algunas aeronaves para una variedad de razones. Las entradas del Mach 3+ SR-71 aviones están especialmente diseñadas para permitir el vuelo de crucero a alta velocidad. Las entradas de la SR-71 en realidad producir empuje durante el vuelo.



**Figura 30. Entrada de aire tipo supersónica**

**Fuente:** <http://www.grc.nasa.gov/WWW/k-12/airplane/inlet.html>

### **2.4.3 Entrada de aire hipersónica**

Las entradas para el avión hipersónico presentan el desafío de diseño final. Para aeronaves con motor estatorreactor, la entrada debe llevar el flujo externo de alta velocidad a las condiciones subsónicas en el quemador. Las altas temperaturas de estancamiento están presentes en este régimen de velocidad y de geometría variable no puede ser una opción para el diseñador de entrada debido a posibles fugas de flujo a través de las bisagras. Para aeronaves scramjet-accionado, el medio ambiente de calor es aún peor debido a que el número de Mach de vuelo es mayor que la de un avión estatorreactor potencia. Scramjet entradas están muy integradas con el fuselaje de la aeronave. En el X-43A, la entrada incluye la totalidad de la superficie inferior de la aeronave hacia adelante del labio capucha. Gruesas capas límite, caliente suelen estar presentes en las superficies de compresión de entradas hipersónicos. El flujo que sale de una entrada de scramjet debe permanecer supersónica.

### **2.4.4 Entrada de aire de eficiencia**

Una entrada debe operar de manera eficiente en toda la envolvente de vuelo de la aeronave. A velocidades de aviones muy bajos, o cuando simplemente sentarse en la pista de aterrizaje, aire corriente libre se tira en el motor por el compresor. En Inglaterra, las entradas se denominan tomas,

que es una descripción más exacta de su función a bajas velocidades de las aeronaves. A altas velocidades, una buena entrada permitirá que la aeronave para maniobrar a altos ángulos de ataque y deslizamiento lateral sin interrumpir el flujo hacia el compresor. Debido a que la entrada es tan importante para el funcionamiento general de la aeronave, por lo general se ha diseñado y probado por la empresa fuselaje, no el fabricante del motor. Pero debido a la operación de entrada es tan importante para el rendimiento del motor, todos los fabricantes de motores también emplean en aerodinámica de entrada. La cantidad de interrupción del flujo se caracteriza por un índice de distorsión de entrada numérica. Diferentes fabricantes de aviones utilizan diferentes índices, pero todos los índices se basan en relaciones de la variación local de la presión a la presión media en la cara del compresor.

La relación de la presión total media en la cara del compresor a la presión total de flujo libre se llama la recuperación de presión total. Recuperación de la presión es otro índice de rendimiento de entrada; cuanto mayor sea el valor, mejor es la entrada. Para entradas hipersónicas el valor de recuperación de la presión es muy baja y casi constante debido a las pérdidas de choque, por lo que las entradas hipersónicas se caracterizan normalmente por su eficiencia de energía cinética. Si el flujo de aire exigido por el motor es mucho menor que el flujo de aire que puede ser capturado por la entrada, entonces la diferencia en el flujo de aire se derrama alrededor de la entrada. El flujo de aire desajuste puede producir arrastre el vertido en la aeronave.

## **2.5 Materiales para la construcción de la herramienta**

### **2.5.1 Hierro**

Propiedades mecánicas a elevadas temperaturas. La resistencia a la tracción de los hierros dúctiles perlíticos disminuye continuamente con el aumento de la temperatura y a los 400°C es aproximadamente  $\frac{2}{3}$  de la resistencia a temperatura ambiente. Para hierros ferríticos la disminución es menos pronunciada y a los 400°C la resistencia es aproximadamente  $\frac{3}{4}$  del

valor a temperatura ambiente. El  $\sigma_{0.2\%}$ , tanto para hierros ferríticos como perlíticos, prácticamente se mantiene estable hasta los 350-400°C, por encima de esta temperatura falla rápidamente. La dureza en caliente se mantiene también hasta los 400°C, fallando por encima de este valor. Para temperaturas de hasta 300°C la tensión admisible en estructuras estáticas, como a temperatura ambiente, puede basarse sobre los valores del  $\sigma_{0.2\%}$  obtenidos a temperatura ambiente. A temperaturas superiores a los 300°C, las tensiones admisibles deben calcularse sobre datos de fluencia. Una pequeña cantidad de molibdeno mejora considerablemente las propiedades de resistencia y fluencia en caliente tanto para hierros ferríticos como para perlíticos. Las mejoras que se consiguen con el agregado de Mo permiten extender las propiedades de resistencia y fluencia hasta los 459°C. Propiedades de tracción a bajas temperaturas. Como para las propiedades de impacto, hay una temperatura por debajo de la cual la elongación a la tracción disminuye. El  $\sigma_{0.2\%}$  aumenta continuamente con el descenso de la temperatura, pero la resistencia a la tracción sufre una transición. Por encima del rango de temperatura de transición la resistencia a la tracción tiende a permanecer constante o aumentar, pero una vez pasada la temperatura de transición, la resistencia a la tracción disminuye. El silicio y el fósforo aumentan la temperatura de transición y reducen la resistencia en el rango dúctil.



**Figura 31. Hierro en su estado puro**

**Fuente:** <http://www.arqhys.com/contenidos/mecanicas-hierro.html>

- **PROPIEDADES FÍSICAS**

Coeficiente de expansión térmica: las características de expansión de las fundiciones de hierro son complejas debido a las transformaciones que tienen lugar en la solución, debidas a la precipitación del grafito, la grafitización de la perlita y la formación de austenita por encima de los 700°C. Resistencia a la corrosión: en algunas aplicaciones la resistencia a la corrosión del hierro dúctil es similar a la del hierro gris y frecuentemente superior a la de los aceros. Los tubos de hierro dúctil normalmente aplicados en cloacas, pueden ser protegidos por anodinado, revestido de zinc, cubiertas plásticas y, en algunos casos, revestido con poliuretano.

### **2.5.2 Propiedades del hierro**

Las propiedades mecánicas más importantes de un material como el hierro son tenacidad, maleabilidad, ductilidad, dureza, deformación plástica, resiliencia, resistencia a la abrasión: El hierro es un material dúctil, por lo que tiene una zona importante de estiramiento elástico, (como se ve en la figura de un material dúctil cualquiera) seguida de una zona plástica. En la zona elástica alargamientos y tensiones son proporcionales según una constante E (Módulo de Young = 21.000 kg/mm<sup>2</sup>), la cual varía sustancialmente según los aleantes del hierro y su porcentaje.

La resiliencia es la energía que es capaz de absorber el material, mientras está en la zona elástica (10 – 17 kg/mm<sup>2</sup>), en el caso de un material dúctil como el hierro es grande y varía según la cantidad de carbono que le aleemos al formar acero.

La zona plástica del hierro también tiene un importante interés desde el punto de vista de ser maleable y dúctil, ya que el estiramiento en forma de láminas e hilos se basa en las propiedades plásticas de deformación del material. En el caso del hierro tiene buenas propiedades de tenacidad (Límite de Rotura: 18 – 29 kg/mm<sup>2</sup>), que es la capacidad de absorber

energía en la zona plástica (tras superar el límite de fluencia) y seguir deformándose y no romper inmediatamente como un material frágil (como una cerámica), así podemos estirarlo en planchas o en hilos con mayor o menor dificultad según su contenido en aleantes. Otra propiedad es la dureza, que es la resistencia que ejerce el material a ser rayado. El hierro no tiene una elevada dureza ya que es rayado fácilmente en la escala Mohs tiene un 4 sobre 10 (45 – 55 HB en estado puro). Por este motivo se alea con carbono formando aceros y fundiciones, el carbono se queda retenido en las zonas intersticiales de las mallas endureciendo el material. El grado de dureza varía en gran medida según los tratamientos térmicos a los que se someta el material. En el caso del acero al calentarlo aparece un nuevo tipo de estructura que es la austenita, la cual posee mayor dureza. Si la templamos obtenemos martensita la cual es extremadamente dura.

Otros factores a tener en cuenta son la capacidad de estricción entre 80% y 93%, y el alargamiento entre 40% y 50%. En cuanto a la soldabilidad es bastante soldable, pero se va perdiendo esta propiedad al añadirle carbono, aunque algunos aceros tienen buena soldabilidad gracias a la adición de algún elemento aleante.

La resistencia a la abrasión es la oposición que presenta un material a que sea arrancado el material superficial. Este problema es los derivados del hierro se arregla con tungsteno. El carburo de tungsteno (CW) es un material extremadamente duro y resistente a la abrasión, y se obtiene un derivado del hierro útil para algún uso de desgaste por rozamiento.

Un factor importante a tener en cuenta es la temperatura, según la temperatura las propiedades mecánicas varían sustancialmente. Los límites de fluencia y rotura van reduciéndose al subir la temperatura, además a partir de los 600°C comienza el fenómeno del creep, en el que una deformación va variando a lo largo del tiempo estirándose hasta que rompe, este fenómeno se puede reducir con manganeso.

### **2.5.3 Soldadura por arco eléctrico**

#### **2.5.3.1 Características de los Electroodos**

El alambre del núcleo de un electrodo en casi todos los casos, se hace del mismo metal que el que se va a soldar. Por ejemplo, el acero dulce se suelda con un electrodo de acero dulce; para soldar un metal base de aluminio, necesitare más un alambre de aluminio. Para el cobre se emplear alambre de núcleo de cobre, etc. La combinación de los elementos utilizados para el recubrimiento del núcleo produce las características especiales de cada tipo de electrodo.

#### **2.5.3.2 Función del Recubrimiento**

El recubrimiento tiene muchas funciones. Sin recubrimiento o revestimiento, el metal fundido se combinaría con el oxígeno y nitrógeno del aire. Por tanto, es necesario proteger el material de aporte así como el metal base fundido que se suelda. La mezcla del material base fundido y el metal del electrodo cuando se solidifica forma la soldadura en sí. El recubrimiento de los electrodos suministra un gas protector que evita la contaminación de la soldadura. Las principales funciones de los recubrimientos de los electrodos son:

- Reducir al mínimo la contaminación del metal de soldadura con el oxígeno y nitrógeno del aire.
- Compensar las pérdidas de ciertos elementos durante la transferencia del metal a través del arco, porque el recubrimiento incluye aleaciones.
- Concentrar el arco en una zona específica porque forma una taza o copa en la punta de electrodo, que se debe a la fusión más lenta del recubrimiento.

Estos electrodos se utilizan generalmente para la soldadura de reparación y manufactura en todas las posiciones. Asimismo, son la mejor opción para la soldadura de tuberías, de tope, escuadra y traslape. Pueden

utilizarse para trabajo de reparación cuando la suciedad, grasa, niquelado o pintura no pueden limpiarse completamente.

**a) Alto Depósito**

Estos electrodos producen una escoria pesada y cordones excepcionalmente lisos. Se utilizan generalmente para la soldadura de producción, donde las piezas pueden colocarse para la soldadura descendente.

**b) Alta velocidad**

Generalmente son los más utilizados para la soldadura de filete y de empalme de hojas metálicas.

**c) Bajo Hidrógeno**

Su nombre proviene del hecho de que su revestimiento contiene poco hidrógeno. Ofrece soldaduras muy resistentes por lo que se usan al soldar acero.

### **2.5.3.3 Tamaño y Amperaje**

- El diámetro del electrodo que se debe utilizar depende de diversos factores:
  - El espesor del metal.
  - Preparación de los bordes o filos de la unión.
  - La posición de la unión (plana, vertical, sobre cabeza).
  - La pericia del soldador.
- El amperaje que se utilice dependerá de:
  - Tamaño del electrodo seleccionado.
  - El tipo de recubrimiento del electrodo.
  - La fuente de potencia (ca, ccpi, ccpd).

Tabla 1

## Electrodos de soldadura eléctrica

<b>No DE CALIBRE O FRACCION EN in.</b>	<b>TAMAÑO DEL ELECTRODO</b>	<b>AMPERAJE</b>
18	1/16	50-80
16	3/32	50-80
14	1/8	90-135
12	1/8	90-135
10	5/32	120-175
3/16	5/32	120-175
¼	5/32	120-175
5/16	3/16	200-275
½	1/4	250-350
¾	1/4	250-350
1	1/4	325-400

## **CAPÍTULO III**

### **DESARROLLO DEL TEMA**

#### **3.1 Preliminares**

##### **3.1.1 General**

La cubierta del motor proporciona una superficie aerodinámicamente lisa sobre el motor y un protector para los componentes y accesorios montados en el motor. El carenado para cada motor incluye el protector de entrada, paneles de la derecha e izquierda del ventilador del cowl, el carenaje delantero, el conducto del ventilador del cowl y la reversa de empuje. Los paneles de la capota del ventilador y conducto del ventilador del cowl junto con la reversa de empuje están articulados en mitades y son extraíbles para proporcionar acceso a los componentes del motor. Además, las puertas de acceso necesarias y las aberturas están situadas en la cubierta para facilitar las operaciones de mantenimiento y servicio.

##### **3.1.2 Inlet Cowl**

El cowl de entrada está instalado en la brida delantera del cárter del ventilador del motor y proporciona un paso para la entrada adecuada de la corriente de aire de entrada para el funcionamiento óptimo del motor con mínima resistencia aerodinámica.

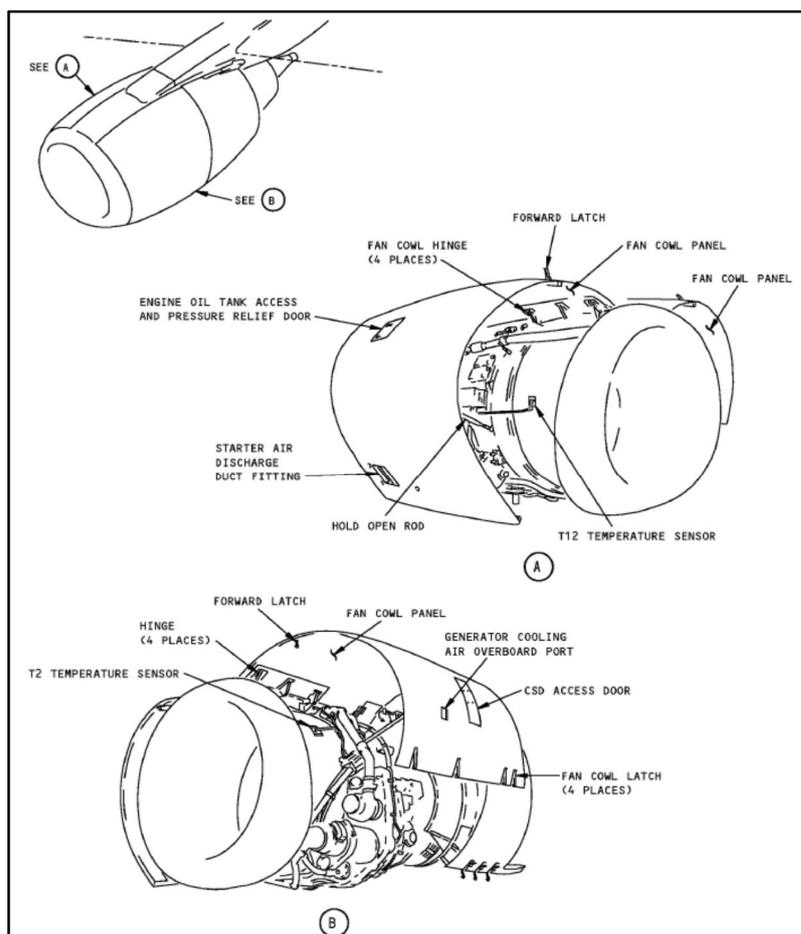
El Protector de entrada está construido de paneles acústicos de aluminio de sándwich de panal con una chapa perforada de aluminio en la piel interior y una capa exterior de tejido de vidrio preimpregnado. El conjunto de labio se construye de aluminio.

Para propósitos anticongelantes, el aire de sangrado del motor se dirige a un anillo de pulverización de distribución ubicado en el interior del Protector del labio de entrada. Durante el funcionamiento del anti-hielo, el

aire de purga sale a través de un orificio de escape situado a las 6 en punto del reloj en el protector del labio de entrada.

Un sensor de temperatura T12 está instalado en el cowl de entrada de aproximadamente en la posición de las tres en punto del reloj y un sensor de temperatura T2 aproximadamente en la posición de las 10:00.

Dos polipastos receptáculos de montaje están instalados en el borde delantero del capó entrada aproximadamente al 3 y 9 horas. Otro receptáculo se proporciona aproximadamente en la posición a las 2 horas en la entrada de la brida de fijación de cowl. Los receptáculos proporcionan los puntos de adición normalmente utilizados para el izado del protector de entrada durante la extracción e instalación.



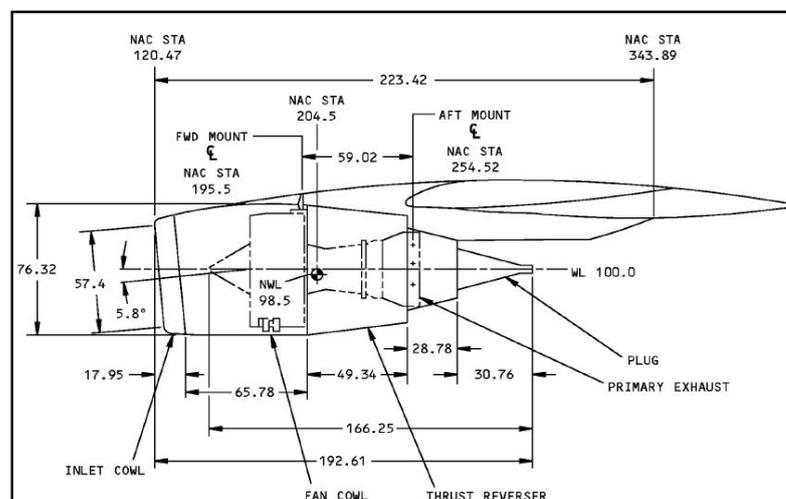
**Figura 32. Localización del ventilador del cowl**

**Fuente: AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL**

### 3.1.3 Diseño

El diseño de la herramienta para la remoción e instalación del inlet cowl en el motor tomamos en cuenta las condiciones enunciadas en el manual de mantenimiento del motor las mismas que nos describen el peso del accesorio con 255 lbs. Por lo cual el material a ser utilizado debe cumplir con las características necesarias para soportar el esfuerzo del peso sobre la herramienta, considerando la masa del accesorio multiplicada por la fuerza de la gravedad se tiene 1135 Newton que va a ser el esfuerzo del equipo a soportar durante las tareas de mantenimiento a las cuales le corresponde este equipo, pero el análisis la cantidad fue de 2000 newton lo que permite la construcción de un equipo seguro, el análisis de esfuerzo de este equipo se encuentra ver en el **(Anexo A)**.

Dentro de las consideraciones del diseño también se toma en cuenta las medidas del accesorio las mismas que se enuncian en el manual de mantenimiento como se muestra a continuación.

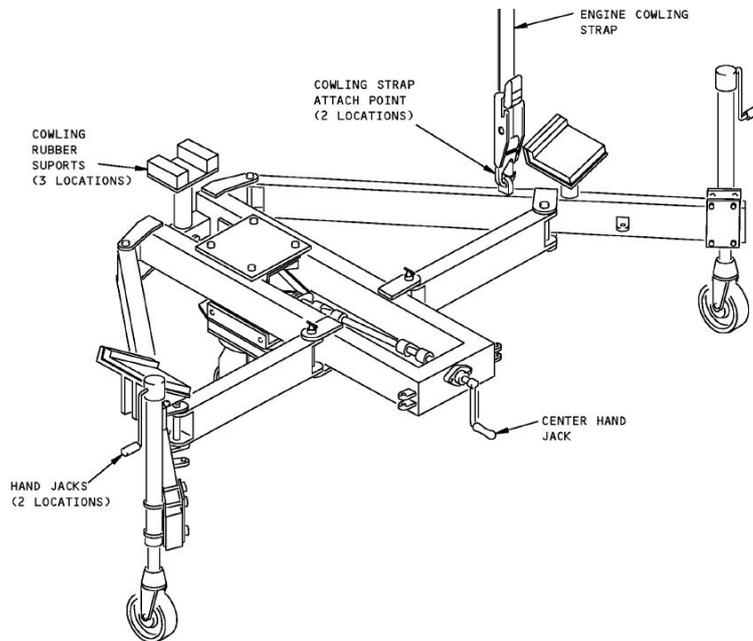


**Figura 33. Medidas del motor y el inlet cowl**

**Fuente: AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL**

Para la construcción de la herramienta se toma en cuenta el boceto del diseño original el mismo que sirve para considerar todos los puntos de funcionamiento y procedimientos a seguir durante la operación del equipo, el

mismo que ya han sido familiarizados por técnicos que utilizan este equipo y conocen sus propiedades y usos. El boceto del equipo está presentado en el manual de mantenimiento el mismo que se muestra a continuación.

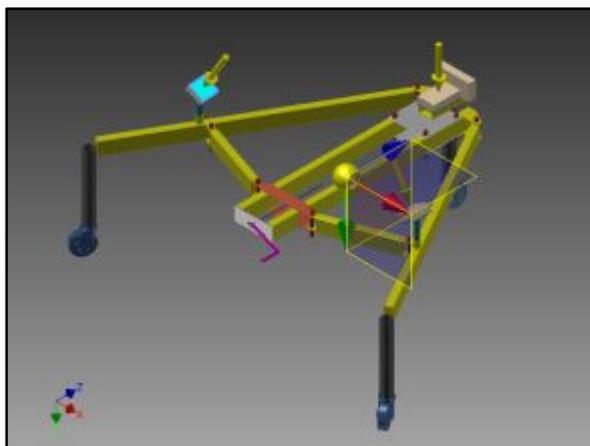


**Figura 34. Dolly del Intel cowl para remoción e instalación**

**Fuente: AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL**

### 3.2 Adquisición de materiales

Después de haber realizado el estudio de material se considera al hierro como mejor opción puesto que este presenta las características necesarias para soportar todos los esfuerzos a los que va a ser sometido este equipo para lo cual se realizó el diseño en el software INVENTOR 2014 PROFESIONAL, el cual nos permite realizar la prueba de esfuerzos del material pudiendo así comprobar el uso directo del diseño propuesto antes de la construcción del equipo y asegurando su funcionamiento según las características necesarias para las tareas de mantenimiento específicas a realizar en el cowl durante la remoción e instalación.



**Figura 35. Planos de diseño de la herramienta INVENTOR 2014**



**Figura 36. AGSE-T073 B737 INLET COWL DOLLY**

**Fuente:**

**<http://www.agsecorp.com/productdetails.php?catid=685&id=277>**

### **3.2.1 Factor Técnico**

Se refiere al proceso de diseño, construcción, ensamble de los componentes del equipo y luego determinar su operación y comprobación al momento de realizar la instalación y el desmontaje del inlet cowl de los motores CFM-56 de los aviones 737-300/400/500.

### **3.2.2 Factor Económico**

Se considera la inversión económica necesaria para la construcción del equipo y la adquisición de los materiales disponibles en la elaboración completa de la herramienta de la cual ha sido objeto este estudio.

### **3.2.3 Factor Operacional**

Se refiere al trabajo que el equipo va a desempeñar una vez finalizado, el cual debe ser capaz de enviar las soluciones de instalación y el desmontaje del inlet cowl de los motores CFM-56 de los aviones 737-300/400/500 como también debe adjuntar la respectiva señalización de la operación del mismo y así satisfacer las necesidades propuestas por los técnicos que operan en las tareas de mantenimiento dadas a los motores CFM-56 de los aviones 737-300/400/500 del Centro de mantenimiento aeronáutico CEMA.

### **3.2.4 Facilidad de Operación y Control**

La herramienta presta las facilidades de operación y control al personal que se encuentra a cargo de realizar las tareas de mantenimiento, cuenta con las instrucciones de uso detalladas como capacidad de carga e indicaciones de manipulación las cuales encontramos en el equipo para elegir el uso de acuerdo al requerimiento deseado.

### **3.2.5 Mantenimiento**

Para la preservación de esta herramienta es necesario mantener siempre en condiciones limpias y secas, verificar el estado de sus componentes en especial de las llantas y correa la misma que presta la seguridad necesaria para el trabajo asignado.

### **3.2.6 Material**

Se refiere al material utilizado en la construcción del equipo, sus condiciones óptimas de operación y seguridad las mismas que serán acorde a las exigencias de las operaciones de mantenimiento a este asignadas.

### **3.2.7 Aspecto Económico**

Este es de gran importancia ya que se refiere a la utilización de materiales, máquinas eléctricas, equipos, y herramientas; además se analiza la inversión económica que se va a realizar para la construcción la misma que permite que los gastos no sean exagerados pero a su vez sean justos respecto a la utilización de los materiales correctos durante la construcción de la herramienta.

### **3.3 Elaboración de construcción del Dolly**

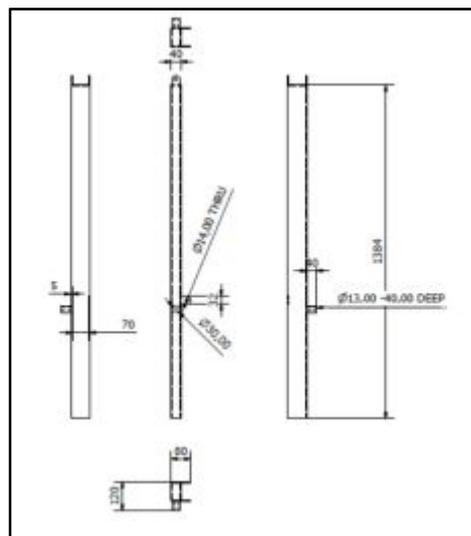
El Inlet Cowl Dolly está diseñado para apoyar los cowl de entrada del motor de los B737-300/400/500 durante la instalación y remoción. Hay herramientas similares en el mercado que están disponibles: AGSE-T073-G03 para CFM56-3.

El stand se pliega para minimizar el volumen del envío vacía y es entregable en el compartimento de carga inferior de B737 Aeronaves. Las correas de entrada de forma segura en su lugar de forma rápida y sencilla. Los soportes de nivelación están incluidos en la plataforma para dar cabida a diferentes alturas del motor.

La plataforma móvil se apoya en tres conjuntos de rueda. Cada brazo ofrece un soporte con su respectiva amortiguación para el descanso del inlet cowl. Ruedas de absorción de impactos de poliuretano de banda de rodadura, las cerraduras de posición, y frenos de cara son estándar. El carro está diseñado para posicionamiento local a mano y no incluye un gancho de remolque. La herramienta consiste en un marco de hierro soldado compatible con los motores CFM56-3. El montaje delantero apoya la entrada en la parte inferior, con los dos soportes de apoyo más a la entrada en una posición 5 y 7:00.

### 3.3.1 Brazo de la herramienta

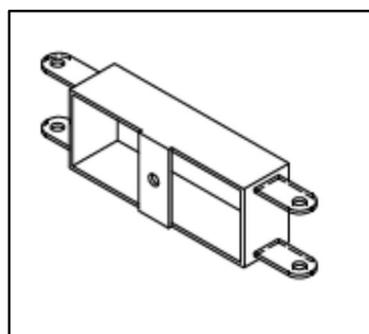
Este brazo se construye con un tubo cuadrado de 80x40 mm de cuadro y 2mm de espesor de hierro por ser un material común que cumple con las características mecánicas de la necesidad como se muestra a continuación.



**Figura 37. Brazo de la herramienta diseño INVENTOR 2014**

### 3.3.2 Placa de unión

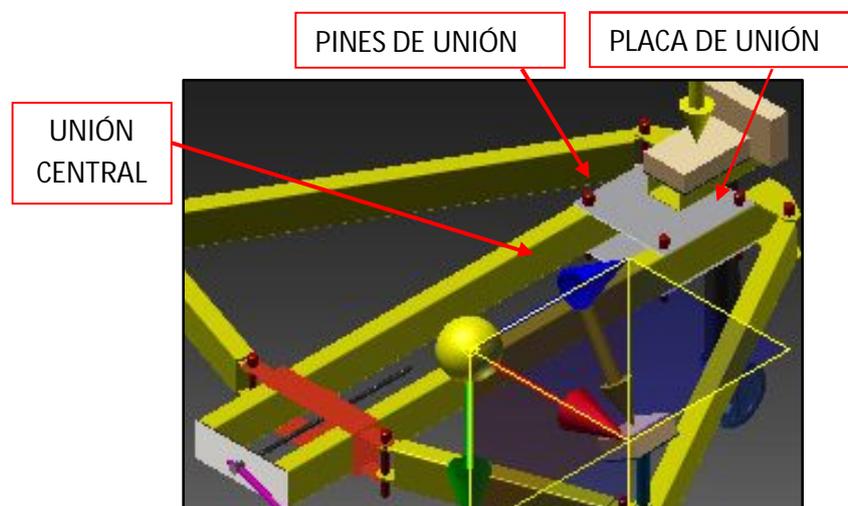
Esta placa une a los brazos y permite un desplazamiento de los mismos permitiendo un plegado para el transporte y almacenaje de la herramienta en espacios reducidos, está acompañada de pines los mismo que solventan con puntos de articulación de los brazos.



**Figura 38. Placa central INVENTOR 2014**

### 3.3.3 Viga central de unión

Construido del tubo rectangular del brazo de la herramienta este consta en adición con dos placas soldadas en la punta las misma que alojan a los pines del brazo y sirven como punto de unión y bisagras de movimiento según sea la necesidad, estas están unidas entre sí por un dos placas una superior y otra inferior las mismas que fortalecen su estructura y permiten y mayor soporte de esfuerzos, en lado opuesto de unen con una placa de menor superficie y mantiene a los elementos sólidos en su parte central.



**Figura 39. Viga central pines y placa de unión**

## 3.4 Presupuesto

El presupuesto para la construcción del Dolly para los NOSE COWL de los motores CFM 56 en proformas se cotizó para cada uno de los materiales y componentes que se utilizaron llegando así a un monto total.

### 3.4.1 Rubros

Para determinar el costo total de la construcción de este proyecto se tomó en cuenta los siguientes rubros:

- Costo primario (Materiales estructurales)
- Maquinaria, herramienta
- Mano de obra

- Material fungible
- Gastos secundarios (Material de Oficina)

### 3.4.2 Costo Primario

#### 3.4.2.1 Materiales Estructurales

Este rubro comprende a todos los materiales utilizados en la construcción del Dolly para los NOSE COWL de los motores CFM 56.

**Tabla 2**

#### Lista de costos de materiales para el equipo

ORD.	CANTIDAD	DETALLE	VALOR UNIT.	VALOR TOTAL.
1	1 mt	Caucho extra resistente	20,00	20,00
2	3 EA	Llantas móviles con frenos de 6 in, para 300 lb.	15,00	45,00
3	9 mts	Tubo rectangular	180,00	180,00
4	6 EA	Pernos de 3/8 por 1in	15,00	90,00
5	1	Graza azul comercial	20,00	20,00
6	6 libras	Electrodos 6011	10,00	10,00
7	2 libras	Electrodos 6013	10,00	10,00
8	3 EA	Disco de corte	10,00	30,00
9	3 EA	Cierra	8,00	24,00
10	1Lts.	Fondo Gris	8,00	8,00
11	1 Lts.	Pintura color amarillo	8,00	8,00
12	6 EA	Arandelas redondas	2,00	12,00
13	1 EA	Barra Roscada	45,00	45,00
14	2Lbs.	Guaipe	1,00	2,00
<b>COSTO TOTAL DE MATERIALES</b>				<b>871,00</b>

#### 3.4.2.2 Máquinas y Herramientas

Este rubro comprende a todas las herramientas utilizadas para la construcción del Dolly para los NOSE COWL de los motores CFM 56

Tabla 3

## Lista de costos de máquinas y herramientas

Máquinas/herramientas	Tiempo	Costo
<b>Suelda eléctrica</b>	3 hrs.	40.00 USD
<b>Taladro eléctrico manual</b>	30min.	3.00 USD
<b>Amoladora</b>	50min.	17.00 USD
<b>Torno</b>	4 hrs.	50.00USD
<b>Pie de rey</b>	5min.	1.00USD
<b>Escuadra</b>	25min.	4.00USD
<b>Flexómetro</b>	10min.	1.00USD
<b>Llaves mixtas</b>	35min.	12.00USD
<b>Sierra manual</b>	30min.	3.00USD
<b>Lima</b>	10min.	1.00USD
<b>Piqueta</b>	20min.	1.00USD
<b>Cepillo de acero</b>	20min.	1.00USD
<b>Total</b>		90.00 USD

## 3.4.2.3 Mano de Obra

El costo de la mano de obra está comprendido principalmente por la fabricación del equipo.

Tabla 4

## Costo total

Detalle	Costo
<b>Mano de obra</b>	180.00USD
<b>Pintor</b>	40.00USD
<b>Total</b>	220.00USD

### 3.4.2.4 Materiales Fungibles

Lista que se detalla los materiales donde intervienen los materiales que no son parte constitutiva del equipo.

**Tabla 5**

#### Materiales Fungibles

Material	Cantidad	Costo
Teflón	5	4.00 USD
Masking	1	1.00 USD
Guantes de caucho	1	2.00 USD
Mascarilla desechable	5	5.00 USD
<b>Total</b>		<b>12.00 USD</b>

### 3.4.3 Costos Secundarios

Son gastos que intervienen en el desarrollo de parte teórica del proyecto de grado.

**Tabla 6**

#### Gastos secundarios

Material	Costo
Gastos de movilización	50.00 USD
Internet	40.00 USD
Fotografías	15.00 USD
Transporte.	30.00 USD
Impresiones, copias del trabajo	60.00 USD
Hojas de papel bond	8.00 USD
Empastados, Anillados y CD del proyecto	50.00 USD
<b>Total</b>	<b>253.00 USD</b>

### 3.4.4 Costo Total

El costo total de la construcción del Dolly para los NOSE COWL de los motores CFM 56.

**Tabla 7**

#### **Costo total de toda la construcción**

<b>Designación</b>	<b>Costo</b>
<b>Materiales estructurales</b>	561.00 USD
<b>Maquinarias y Herramientas</b>	90.00 USD
<b>Mano de obra</b>	220.00 USD
<b>Material fungible</b>	12.00 USD
<b>Gastos secundarios</b>	253.00 USD
<b>Total</b>	1136.00 USD

### 3.4.5 Manual de operación del equipo.

Todos los procedimientos de esta tarea de mantenimiento están descritos en el manual de mantenimiento del motor en el capítulo 71-11-01 páginas desde la 419 hasta la 426 en las mismas que se detallan la utilización de cada una de las herramientas especiales en esta tarea de mantenimiento dando lugar así a la utilización del Dolly con todas las medidas de seguridad de toda tarea de mantenimiento en aviación por cuanto para el uso de este equipo solo tomaremos en cuenta los pasos a seguir según del manual de mantenimiento ver **(ANEXO B)**.

## **CAPÍTULO IV**

### **4.1 CONCLUSIONES**

- Se recopiló información técnica referente al Dolly de los motores CFM 56.
- Se realizó el estudio técnico para la construcción del Dolly de los NOSE COWL de los motores CFM 56
- Se evaluó alternativas de selección de materiales, accesorios utilizados para la construcción del Dolly.
- Se construyó un Dolly para la remoción e instalación del NOSE COWL, de los motores CFM 56 para los aviones 737 series 300-400 y 500 del Centro de Mantenimiento Aeronáutico CEMA
- Se ejecutó las pruebas de funcionamiento e implementación.

### **4.2 RECOMENDACIONES**

- Utilizar los manuales de mantenimiento, operación y catalogo ilustrado de partes para obtener una información autentica del motor CFM-56-3c del avión Boeing 737- 300/400/500.
- Utilizar el Dolly para la remoción e instalación del NOSE COWL, de los motores CFM 56 para los fines de mantenimiento por los cuales fue creado.
- Se deben cumplir estrictamente los manuales de mantenimiento de la aeronave y del motor respectivamente para todas la operaciones de

mantenimiento requeridas para un perfecto uso y funcionamiento del equipo, para evitar pérdidas de tiempo, recursos materiales y humanos.

- Incentivar estos proyectos para que se sigan implementando ya que son fundamentales para las tareas de mantenimiento los mismos que ayudan a desarrollar con éxito el mantenimiento logrando optimizar tiempo y recursos, además permite que el estudiante se familiarice con los procesos de mantenimiento durante la investigación y la recolección de datos necesarios para la realización de los proyectos de graduación.

**REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS**

BOEING. *CFM56 ENGINES (CFM56-3) AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL 737-300/400/500*. Illinois: s.e, 2012.

CFM. *Flight Ops Support*. s.l: s.e, s.f.

*CFM56-7B REMOVAL AND INSTALLATION TRAINING COURSE*. s.l s.e, 2006.

CFMI Customer Training Center. *BASIC ENGINE*. Cincinnati: CFMI, 2000.

EASA.E.066. *E.066 CFM International S.A*. Ottoplatz 1, D-50679 Cologne, Germany: easa, 2008.

ESPACIAL, MINISTÉRIO DA AERONÁUTICA CENTRO TECNICO. *TYPE CERTIFICATE DATA SHEET No 8715*. PARIS: s.e, 1989.

## ABREVIATURAS

**CEMA** Centro de Mantenimiento aeronáutico.

**UGT** Unidad de Gestión de Tecnologías.

**ASTM** (American Society for Testing and Materials) Sociedad Americana para Pruebas y Materiales

**AWS** (American Welding Society) Sociedad Americana de Soldadura

**FAA.**- Federal Aviation Administration

**Mantenimiento.**- Trabajos requeridos para asegurar el mantenimiento de la aeronavegabilidad de las aeronaves, lo que incluye una o varias de las siguientes tareas: reacondicionamiento, reparación, inspección, reemplazo de piezas, modificación o rectificación de defectos.

**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.

**Sistema.**- Un sistema es un conjunto de partes o elementos organizados y relacionados que interactúan entre sí para lograr un objetivo.

**Densidad.**- Una de las propiedades de los sólidos, así como de los líquidos e incluso de los gases es la medida del grado de compactación de un material.

# ANEXOS

