



UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA DE MÉXICO

FACULTAD DE INGENIERÍA

**Ingeniero de Diseño en
Componentes Mecánicos para
Motores de Aviación de General
Electric**

INFORME DE ACTIVIDADES PROFESIONALES

Que para obtener el título de
Ingeniero Mecánico

P R E S E N T A

Luis Ángel Mondragón López

ASESOR DE INFORME

M. en Ing Mariano García Del Gállego



Ciudad Universitaria, Cd. Mx., 2021

Agradecimientos

Agradezco principalmente a la Universidad Nacional Autónoma de México que me brindó el apoyo y herramientas necesarias para llegar a esta etapa de mi vida, a la Facultad de Ingeniería por darme los fundamentos y valores para desarrollarme como ingeniero, a los académicos que siguieron de cerca la transformación de estudiante a ingeniero y a todos aquellos que incondicionalmente me brindaron su apoyo en el momento que los necesité.

Agradezco al equipo de formula SAE de UNAMMOTORSPORTS que durante 2 años fue mi hogar, que bajo la bandera de llevar el nombre de la UNAM y México más allá de las aulas, me permitió crecer como ingeniero, estudiante y persona. Gracias a cada una de las personas de esta Gran Familia por compartir conmigo el hambre por conocimiento y siempre llevar en alto el nombre de la UNAM.

Muchas gracias a todo el profesorado que vio por mi carrera y empujó a que siempre diera lo mejor de mí, y que con humildad me brindaron las herramientas que me han permitido avanzar. Un agradecimiento especial a Mariano García del Gállego que aun después de egresado, mostró su interés y dedicación como profesor.

Quiero agradecerle a Yunuén Juárez Lujambio que pese a todas las adversidades me apoyó y motivó para lograr completar esta etapa de mi vida.

Dedicatoria

Este trabajo lo dedico a mis padres Griselda López Fuentes y Luis Leonardo Mondragón Catalá, que pese a todas las dificultades siempre estuvieron ahí para mí y que gracias a su guía a través de los años he podido realizarme como una persona de provecho, este logro va por ustedes que lo único que me exigieron en la vida fue ser un buen estudiante y que, gracias a su cariño, hoy puedo concluir la primera etapa del éxito de mi vida.

A mi esposa Yunuén Juárez Lujambio, que me enseñó a ser mejor persona y que con humildad y dedicación se puede cumplir cada uno de tus sueños. También dedicó este trabajo a mi hermana Andrea Mondragón López y a su esposo Andrés Melo Rascón por ayudarme en todo momento que lo necesité, a mis amigas y amigos que siempre estuvieron conmigo y que mutuamente nos ayudamos para llegar a donde estamos.

Índice

Capítulos

1. Descripción de la Empresa	
1.1. General Electric (GE)-Motores de Aviación.....	1
1.2. GE Infraestructura Querétaro (GEIQ):	
Negocio de Motores de Aviación.....	6
2. Objetivo del Trabajo Escrito	
2.1. Objetivos Generales.....	8
2.2. Objetivos Particulares.....	8
3. Tareas y Responsabilidades Dentro de GE como Ingeniero Mecánico	
3.1. Programa Edison de Desarrollo de Ingenieros - EEDP (por sus siglas en Inglés:	
Edison Engineering Development Program).....	9
3.2. Ingeniero de Diseño en Componentes Estructurales de Turbomaquinaria	
3.2.1. Certificación del Motor Passport 20.....	15
3.2.2. Rampa de Producción del Motor LEAP.....	17
3.3. Ingeniero de Diseño y Dueño de Producto en Componentes de la Cámara de	
Combustión para Motores de Aviación.....	19
3.3.1. Líder Técnico y Responsable del Desarrollo Tecnológico en Cámaras de	
Combustión en GEIQ	27
3.3.2. Asignación en la Universidad de Cranfield: Curso en Combustores para	
Turbinas de Gas.....	36
3.4. Dueño Del Módulo de la Cámara de Combustión de los Motores de uso Comercial en	
Aviones tipo Regional y de Negocios denominados CF34.....	37
4. Conclusiones	41
5. Bibliografía	43

Capítulo 1: Descripción de la Empresa

General Electric (GE)-Motores de Aviación

General Electric en su negocio denominado “Aviación”, es uno de los proveedores líderes a nivel mundial de motores que utilizan un sistema de propulsión a chorro “Turbojet” (también conocidos como turbinas de gas); Así como de sistemas de integración para aeronaves de tipo comercial, militar y de negocios (denominados Jets).

Dentro de la rama denominada motores de aviación, GE cuenta con más de 35 motores que funcionan como planta de propulsión tanto en aviones, helicópteros, navíos o como planta de poder en generadores eléctricos para el sector de generación de energía. Para mayor información se puede consultar los detalles en la página de “GE Aviation”: <https://www.geaviation.com>.

Este trabajo se centrará en los motores para avión de uso comercial y para negocios, los cuales se listan a continuación:

- Uso Industrial:
 - LMS100
- Uso comercial:
 - LEAP-1A/C
 - CF34-8/-10
- Para Jets privados de Negocios:
 - Passport™
 - CF34-3

Los motores denominados a chorro o turbinas de gas funcionan a través del siguiente ciclo termodinámico donde:

1. Un compresor es responsable de comprimir aire atmosférico, realizando trabajo sobre el fluido.
2. Se incrementa la temperatura del fluido de trabajo a través de la combustión entre el aire y combustible, este proceso se desarrolla dentro de la cámara de combustión.
3. Los gases producto de la combustión realizan trabajo sobre una turbina, dicha turbina está unida al compresor por medio de una flecha; es así como se aprovecha la energía térmica agregada en la cámara de combustión.
4. Los gases calientes expedidos por la tobera de la turbina generan empuje y es aquí como este ciclo puede ser utilizado para la generación de empuje o propulsión en un avión.

Este conjunto de compresor-cámara de combustión y turbina es denominado un motor “Turbojet” como se observa en la figura 1.

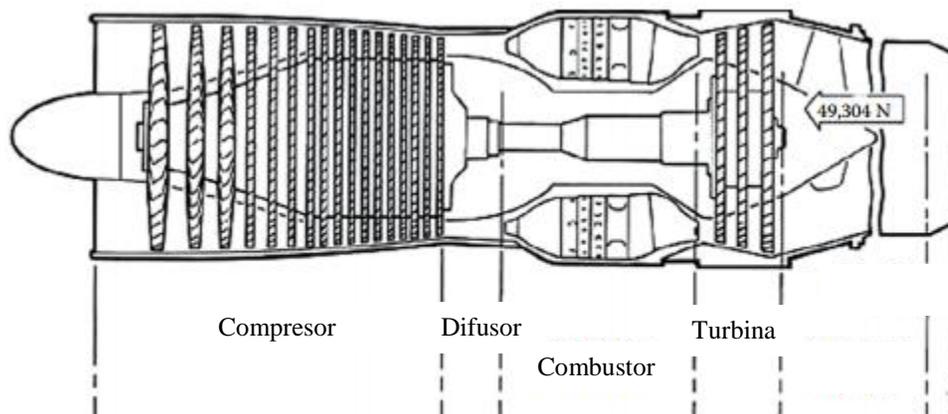


Figura 1 Corte transversal de un Turbojet [1]

Posteriormente a este motor se le utilizó como planta de poder para mover diferentes unidades de potencia. Dichas unidades diferencian la aplicación del motor, los principales motores que GE desarrolla se describen a continuación:

TurboFan: Se le añadió una segunda turbina (denominada turbina de baja potencia) la cual está conectada a un ventilador y a un segundo compresor (compresor de baja potencia) por una flecha secundaria. Esta versión aprovecha los gases calientes a la salida de la turbina primaria (o de alta potencia) para mover la turbina secundaria y generar trabajo en un ventilador que realiza empuje al desplazar grandes cantidades de aire. Típicamente el empuje del ventilador representa el 80% del empuje total del motor y solo el 20% del empuje es generado por los gases calientes expulsados por la turbina de baja.

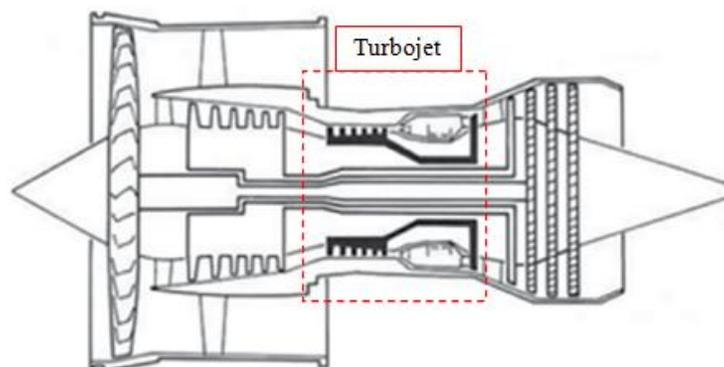


Figura 2 Corte transversal de un TurboFan [1]

Turboprop: Esta aplicación es básicamente un motor turbojet donde se añade una caja de reducción de velocidad a la flecha del motor para añadir una propela la cual genera empuje similar a como funciona un TurboFan.

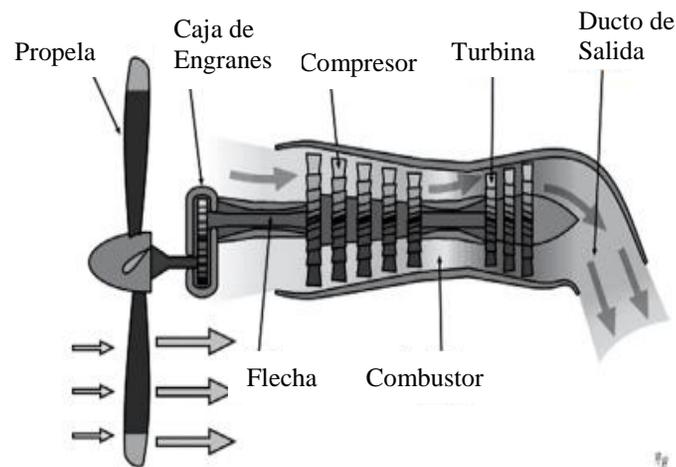


Figura 3 Esquema de los módulos de un Turboprop [1]

Turboshaft: Esta aplicación busca principalmente generar torque en una flecha de potencia que está acoplada a una segunda turbina, la cual es denominada turbina de poder. La flecha es conectada a un set de hélices o propelas. Este tipo de motores se utiliza en aplicaciones de helicópteros (hélices) y Barcos (propelas). También se utilizan en aplicaciones de generación de energía donde la flecha es conectada a un generador eléctrico.

Los motores en los que he trabajado como ingeniero dentro de GE, son del tipo TurboFan y Turboshaft, los cuales se describirán a continuación:

El motor **LMS100** es un motor de generación de energía de los denominados aeroderivados. Este tipo de sistemas utiliza un motor turbojet, el cual fue desarrollado para una aplicación de aviación y es adaptado para el negocio de GE Power. Esta máquina es capaz de generar hasta 117 Mega Watts de potencia lo cual le da su nombre de LMS100. Al ser un motor aeroderivado, es diseñado por ingenieros del negocio de aviación. Esta es una de las aplicaciones de GE que se pueden usar tanto en un ciclo simple como en un ciclo combinado.

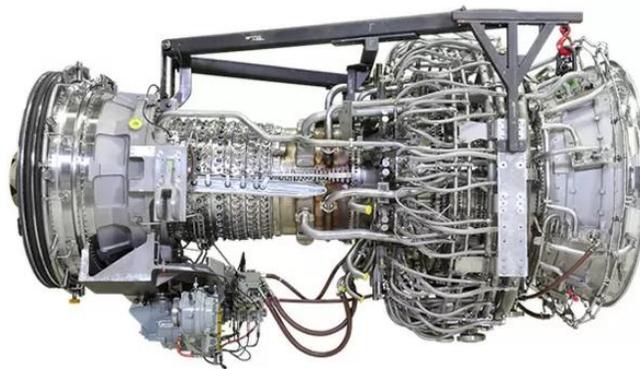


Figura 4 Motor LMS100 [2]

El motor **LEAP** es uno de los últimos motores desarrollados dentro del grupo aeronáutico CFM Internacional, el cual está conformado por GE y la empresa Francesa “Safran Aircraft Engines”.



Figura 5 Motor LEAP 1A/C [3]

El motor LEAP-1A/C fue desarrollado para propulsar 2 aeronaves de un solo pasillo de uso comercial, el Airbus A320neo (Ver Figura 6a) que utiliza 2 motores LEAP-1A y el COMAC C919 (Ver Figura 6b) que utiliza 2 motores LEAP-1C, ambos tienen los motores montados debajo del Ala.



a)

b)

Figura 6 a) Airbus A320neo, b) COMAC C919 [4]

Los motores **CF34**, en sus modelos CF34-8 y CF34-10 son un grupo de motores utilizados en aviones de uso regional, en los cuales cada ciclo de vuelo dura entre 1 a 4 horas. Estos motores son únicos en la gama de productos de GE dado a que son de tamaño relativamente pequeño los cuales utilizan un ventilador como medio de propulsión, a diferencia de la vasta mayoría de motores de avión de uso regional que usan hélices.

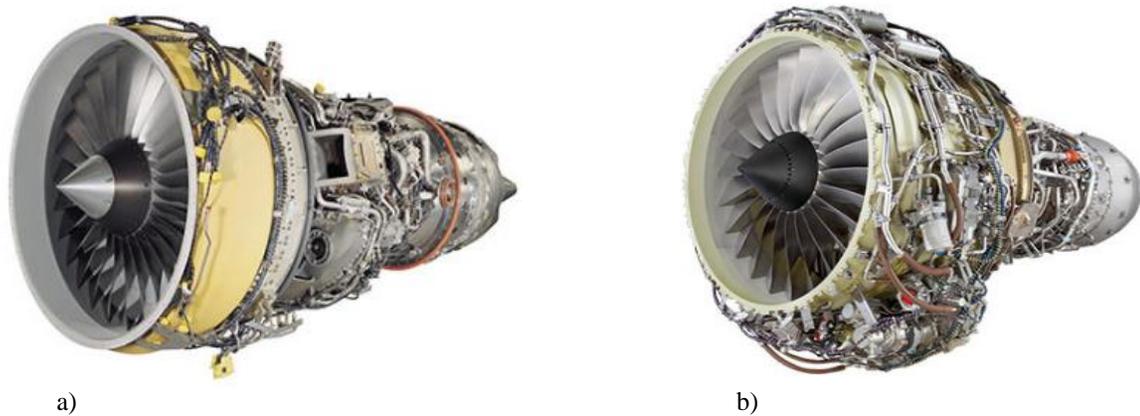


Figura 6 a) Motor CF34-8, b) Motor CF34-10A [4]

Los aviones que utilizan dichos motores son el CRJ900 y el CRJ700 de Bombardier (Ver Figura 7a), los cuales utilizan 2 motores CF34-8C montados en la cola, los serie E170-E175 de Embraer (Ver Figura 7b) los cuales cuentan con 2 CF34-8E montados debajo del ala, el COMAC ARJ21 que está equipado con 2 motores CF34-10A en la cola y los serie E190-E195 de Embraer los cuales llevan 2 CF34-8E.



Figura 7 a) Bombardier CRJ900, b) Embraer 190 [4]

Los Motores *Passport™* y *CF34-3* pertenecen a la rama de motores utilizados en Jets de negocio impulsados por motores TurboFan.

Passport™ es el motor más moderno en su género desarrollado por GE que cuenta con tecnología de punta, el cual promociona un avance en eficiencia de consumo de combustible al incorporar elementos de materiales compuestos en el ventilador. Este motor, el cual fue certificado para su uso en el año 2018, lleva al mundo de los Jets de negocios a otras fronteras.

El motor CF34 en su versión más antigua, el CF34-3, pertenece a la gama de motores utilizados en aviones regionales. Es por su confiabilidad y alto desempeño que se introdujo como el motor más rentable, confiable y silencioso para el mercado de jets de negocios.

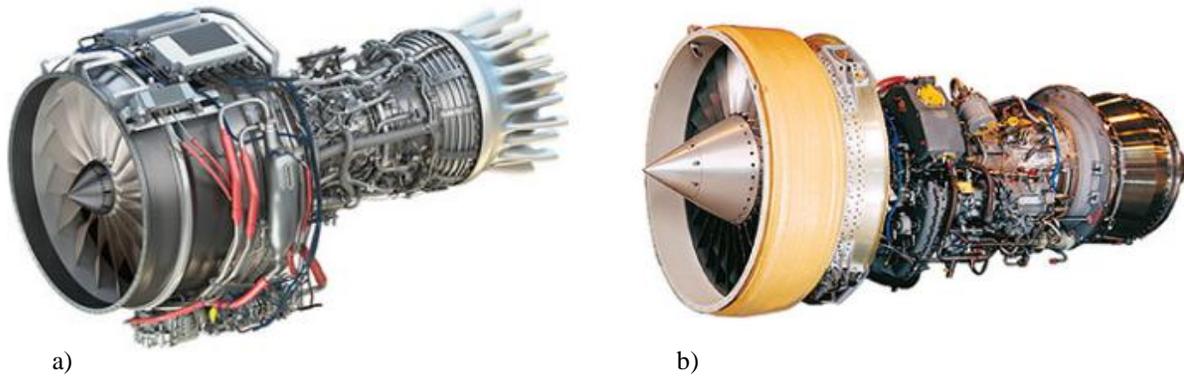


Figura 8 a) Motor Passport™, b) Motor CF34-3 [4]

Este par de motores son utilizados para impulsar a los aviones de la serie 600 Challenger, que son un grupo de aeronaves de Bombardier de uso corporativo; los cuales, desde 1983 utilizan 2 CF34-3 montados en la cola. Por su parte, el Global 7500 de Bombardier utilizado como jet de negocios de ultralargo recorrido cuenta con 2 motores Passport™ montados en la cola.



Figura 9 a) Challenger 605, b) Global 7500 [4]

GE además de ser uno de los desarrolladores y fabricantes líderes en motores de aviación, también provee una red de servicios para el mantenimiento de los motores una vez que estos son entregados y puestos en uso.

GE Infraestructura Querétaro (GEIQ): Negocio de Motores de Aviación

Para lograr ser uno de los proveedores de motores y servicios de aviación líderes en el mercado actual, GE cuenta con una red multidisciplinaria de profesionistas que se encarga de las diferentes aéreas operativas de este negocio.

El área de Ingeniería a cargo de los cuarteles generales localizados en Cincinnati, Ohio USA cuenta con más de 2 centros de desarrollo tecnológico y 7 principales centros de ingeniería en el mundo, siendo

México a través de General Electric Infraestructura Querétaro (GEIQ) uno de los principales centros proveedores de servicios de Ingeniería.

GEIQ, desde 1999, se instauró en la ciudad de Querétaro bajo el nombre legal de Centro de Ingeniería Avanzada en Turbomaquinas, bajo la operación de General Electric Latino América. El centro provee diferentes servicios de ingeniería a 4 principales negocios de General Electric:

- GE Aviation (Aviación)
- GE Digital Services (Servicios Digitales)
- GE Power (Energías)
- GE Renewables (Energías Renovables)

GEIQ cuenta con una fuerza laboral de más de 1500 ingenieros, es uno de los centros de ingeniería de GE más grandes fuera de Estados Unidos. Además de albergar las oficinas para la fuerza laboral de los negocios antes mencionados, GEIQ cuenta con diversos servicios de laboratorios relacionados al desarrollo y manufactura de componentes mecánicos, motivo por el cual es uno de los lugares más atractivos para ejercer como ingeniero mecánico en México. Los 7 principales centros de ingeniería dentro del negocio de motores de avión de GE, son:



Figura 10 Mapa de centros globales de Ingeniería que proveen servicio a GE Aviación

- GE Aviation Evendale en Ohio, USA
- GE Aviaton Lynn en Massachusetts, USA
- EDC-Engineering Design Center en Varsovia, Polonia
- BEC-Bangalore Engineering Center en Bangalore, India
- TTC-Turkey Technology Center en Estambul, Turquía
- CTC-China Technology Center en Shanghai China
- GEIQ- GE Infraestructura Querétaro en México

En este trabajo se describirán las tareas y responsabilidades asignadas como ingeniero mecánico dentro del negocio de motores de Avión de GE, en donde actualmente llevo a cabo mis labores como el Líder del Módulo de la Cámara de Combustión dentro del equipo de Motores Regionales y de Negocios “CF34”. Así mismo, se hablará de las asignaciones previas antes de llegar a esta posición.

Capítulo 2: Objetivos del Trabajo Escrito

Objetivo general

Descripción de las Asignaciones, Tareas y Responsabilidades Ejercidas como Ingeniero Mecánico en la Empresa General Electric Infraestructura Querétaro (nombre Legal: Centro de Ingeniería Avanzada en Turbomáquinas de S.A de R.L) para el negocio de motores de aviación de General Electric, durante el periodo Julio 2013 a Enero 2021.

Objetivos particulares

Demostrar la importancia y utilización de los conocimientos y valores obtenidos en la Facultad de Ingeniería de la UNAM, con los cuales logré sobresalir en mi trabajo haciéndome uno de los ingenieros más jóvenes en liderar un área tecnológica dentro de la empresa y el primer Ingeniero en México en ser dueño y líder del módulo de la cámara de combustión de una línea de motores de Avión en GE.

Capítulo 3: Tareas y Responsabilidades Dentro de GE como Ingeniero Mecánico

En este capítulo se dará una descripción de las asignaciones y puestos en los que he trabajado dentro de la empresa, así como los proyectos más destacables en los que he participado.

Por políticas de la empresa me limitaré a narrar el objetivo principal y la aproximación utilizada; sin embargo, no mostraré cálculos o detalle de las metodologías.

Programa Edison de Desarrollo de Ingenieros - EEDP (por sus siglas en Inglés: Edison Engineering Development Program)

Mi primera asignación como recién egresado de la facultad de ingeniería y nuevo empleado, fue como Ingeniero del programa Edison, para el negocio de Motores de Avión en GEIQ. El programa Edison (como se le llama en la empresa), es un acelerador de carrera para ingenieros recién egresados.

Esta asignación tuvo una duración de 2 años (Julio 2013 a Junio 2015). Dicho programa contó de las siguientes etapas:

- **Examen de admisión al curso de Ingeniería Avanzada.** El cual aprobé para poder iniciar las clases del curso “A”. Dicho examen se aplica globalmente a todos los aspirantes al programa en los diversos centros ingenieriles de GE. Este examen puso a prueba mis capacidades de modelar y resolver un problema relacionado a la ingeniería mecánica.
- **Curso de Ingeniería Avanzada modulo A.** Éste tiene una duración de 8 meses en los cuales se cursan 36 materias relacionadas con la física e ingeniería de un motor de Avión. Al final de cada clase (semanal) tuve que realizar una tesina sobre la resolución de un problema afín a la materia impartida (alrededor de 30-40 horas de resolución y elaboración de un trabajo escrito). Los temas aprendidos durante el curso “A” están relacionados con las siguientes disciplinas:
 - Matemáticas aplicadas
 - Termodinámica aplicada
 - Mecánica de fluidos
 - Transferencia de calor
 - Combustión
 - Diseño de turbomaquinas
 - Vibraciones mecánicas
 - Sistemas de Control
 - Mecánica de la Fractura
- **Proyecto de Curso “B”.** Éste tiene como duración 3 meses, en los cuales los ingenieros deben participar en un proyecto de desarrollo tecnológico dentro de GEIQ. El proyecto es seleccionado por la oficina de ingeniería y debe estar alineado a los intereses de la empresa y el negocio.

- **Curso de Ingeniería Avanzada modulo “B”.** Éste tuvo una duración de 6 meses, en los cuales cursé 26 materias relacionadas a la ingeniería aplicada en turbomaquinaria. Los temas que se abordan en el curso “B” están relacionados a las siguientes áreas de la ingeniería mecánica:
 - Proceso de conformado y comportamiento de las súper aleaciones
 - Diseño de uniones soldadas
 - Mecánica de Sólidos aplicada y Elemento Finito
 - Diseño de Juntas Atornilladas
 - Mecánica de la fractura
 - Teoría e investigación de Fallas
 - Estadística Avanzada y métodos estocásticos
- **2 a 4 Rotaciones dentro de un área del negocio de Aviación.** En todas las rotaciones ejecuté labores y proyectos relacionados a diseño mecánico en componentes del motor, además de las responsabilidades académicas del programa Edison. Cada rotación tuvo una duración mínima de 6 meses, la cual en su término es evaluada por el gerente del área en la cual se rotó. En mi caso realicé 3 rotaciones en diferentes áreas relacionadas al diseño de los componentes estructurales del motor:
 - Primera rotación (duración 6 meses): Estructuras principales de la turbina de baja potencia para un motor LMS100 (generación de energía)
 - Segunda rotación (duración 6 meses): Estructura principal de la turbina de baja potencia para un motor GE90 (Motor del Boing 777).
 - 3ra y 4ta rotación (duración 1 año): Estructura principal del compresor de alta potencia para el motor Passport 20 (Motor del Global 7500 de Bombardier).
- **Curso en la universidad de Liderazgo de General Electric, Crotonville** (se encuentra ubicada en la ciudad de Nueva York).
- **Curso de ensamble y desensamble de un motor de avión impartido por la escuela de técnicos de General Electric, C-Tech** (se encuentra ubicada en los cuarteles generales en Cincinnati).
- **Obtener la certificación de “Six Sigma-Green Belt”.**

Como parte del programa Edison tuve la oportunidad de ejercer como ingeniero mecánico en el área de diseño de componentes estructurales a lo largo de mis 2 años de programa, en los cuales completé 3 rotaciones. Dichas rotaciones y principal contribución se describirán a continuación:

Rotación 1: Ingeniero de Producto para componentes de la turbina de baja potencia del motor LMS100 usado en el negocio de generación de energía.

Llevé a cabo los cambios de diseño necesarios para mejorar la capacidad de producción de la estructura principal de la turbina intermedia de potencia (IPT por sus siglas en inglés: Intermediate Power Turbine), la cual conecta a la turbina de alta presión (HPT por sus siglas en inglés: High Pressure Turbine) con la turbina de potencia (PT por sus siglas en inglés: Power Turbine) y aloja los baleros que soportan la flecha de baja potencia en el motor.

En la figura 11 se aprecia la estructura típica de un generador de Gas con un sistema de potencia de tres etapas; Así mismo se observa la configuración típica de las estructuras principales que conectan las distintas etapas de la turbina.

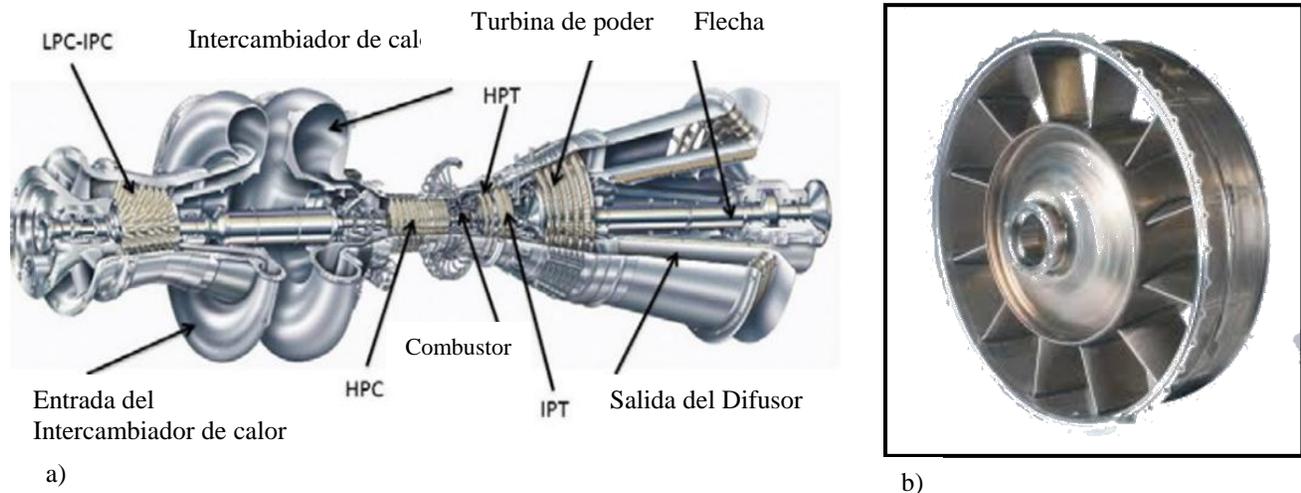


Figura 11 a) Motor Aero-derivado GE LMS100, b) Ilustración de una estructura principal de la turbina de baja potencia [5]

En este proyecto apliqué los conocimientos adquiridos en dibujo mecánico, al tener que definir los controles de tolerancia y definición geométrica que el proveedor de dicho componente debía cumplir para no afectar el funcionamiento de la pieza y al mismo tiempo, ayudar a mejorar la producción del componente.

Para completar satisfactoriamente este proyecto, fue clave el desarrolló de conocimientos sobre GD&T (que por sus siglas en inglés significa Definición Geométrica y Tolerancias). Esta disciplina está regida por la norma ASME Y14.5M, la cual establece la simbología y metodologías para definir adecuadamente las tolerancias de dimensión, posición y forma para la manufactura de componentes mecánicos. Para poder concluir con éxito este proyecto, tuve que llevar acabo juntas con el proveedor de la fundición de dicha pieza el cual necesitaba corregir principalmente características relacionadas al sistema de “datums”, estos son utilizados como las superficies y ejes de referencia para poder determinar la forma y posicionamiento de las superficies y geometrías de las distintas zonas de la pieza. Al ser esté, uno de los primeros proyectos en los que trabaje como dueño y responsable, tuve que desarrollar una buena comunicación entre las distintas áreas de diseño del producto y el área de manufactura. En este proyecto pude contribuir a la empresa al, crear junto con el proveedor un sistema de medición el cual podía controlar de una mejor manera el posicionamiento y medición de las diferentes características geométricas de la pieza.

Rotación 2: Ingeniero de Producto para componentes de la turbina de baja potencia de los motores GE90 utilizados en el avión Boing 777.

En esta rotación me centre en proveer soporte de análisis para la evaluación de producto con desviaciones al dibujo ingenieril, derivadas de un fallo en la manufactura. El trabajo que realicé consistió principalmente en la evaluación de las características afectadas, tales como:

- Agujeros con diámetros más grandes que lo permitido por dibujo.
- Evaluación de reparaciones en zonas que fallaron la inspección de líquidos penetrantes.
- Disminución de espesores, resultado de maquinados mal efectuados.
- Cambios geométricos, producto de un defecto del molde de fundición.

Una de las evaluaciones más repetitivas que realicé, consistía en determinar el impacto por la remoción de material producto de una reparación por desbaste (principalmente esmerilado), lo cual dejaba una geometría diferente a la establecida en el dibujo de ingeniería. De este tipo de evaluaciones se derivó mi proyecto de Six Sigma, con el cual mejoré la evaluación de concentradores de esfuerzos producto de la reparación.

Para realizar mi certificación Six Sigma, fue necesario tomar un curso de la metodología de DMAIC, la cual sirve para la mejora de procesos que se centra en 5 etapas que le dan el nombre:

- Definir
- Medir
- Analizar
- Implementar
- Controlar

Así mismo, diversas herramientas son empleadas en las diferentes etapas, las cuales llevan a la mejora del proceso. Principalmente dichas herramientas se centran en estadística y metodologías para determinar las variables que impactan significativamente al proceso. En mi caso, el proceso a mejorar fue la evaluación de los concentradores de esfuerzo (K_t), producto de la alteración geométrica debido al proceso de reparación por desbaste (en la figura 12, se muestra un esquema del problema derivado por este tipo de reparaciones).

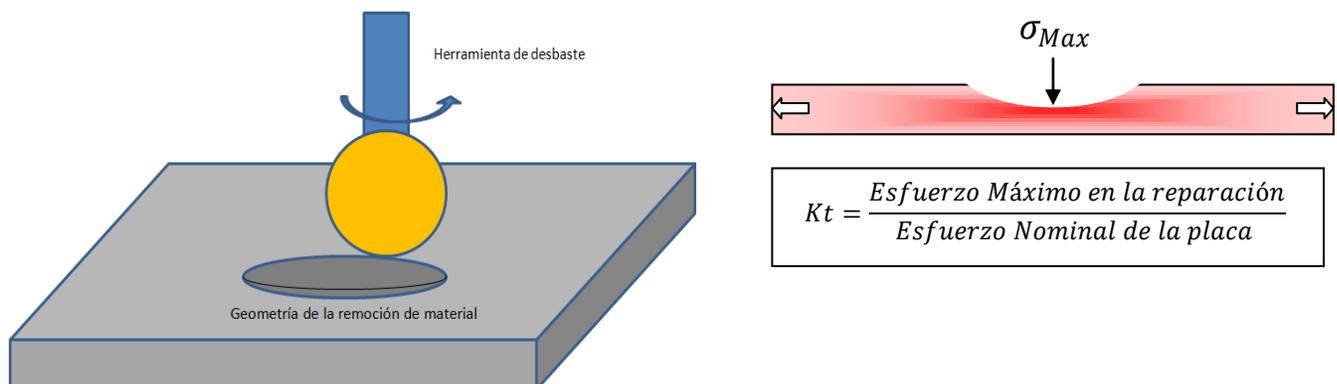


Figura 12 Geometría de la reparación y su concentración de esfuerzos

Con este proyecto mejoré el tiempo y la calidad de la evaluación realizada por un ingeniero para efectuar el cálculo del concentrador de esfuerzo. La mejora consistió en la implementación de una herramienta de elemento finito, la cual a través de un código donde el usuario introducía las dimensiones y características geométricas de la reparación, esta modelaba la geometría, mallaba, aplicaba las condiciones de frontera e indicaba el incremento máximo del esfuerzo en la zona reparada; de igual manera, comparé la efectividad de uso de dicha herramienta contra otras herramientas, tales como: las gráficas de concentración de esfuerzos publicadas en el libro “Stress Concentración Handbook, P. Peterson, cuarta edición”. Con esto, logré estandarizar el proceso de cálculo de estos concentradores de esfuerzos; así como, reducir el tiempo al generar una herramienta que modela y resuelve automáticamente este problema.

La herramienta desarrollada, al igual que el estudio de efectividad y recomendaciones de uso lo documenté en un estudio de diseño dentro de la compañía para su utilización a nivel global.

Rotación 3 y 4: Ingeniero de Producto para componentes estructurales del compresor de alta potencia del motor Passport 20, utilizados en el avión Global 7500.

Esta última rotación tuvo una duración de 1 año, en ella tuve la oportunidad de trabajar en un motor en desarrollo, el cual estaba buscando la certificación para su utilización en una aplicación Aérea.

Mi participación dentro del tiempo de la rotación se centró en establecer tanto los criterios de inspección como los criterios de aceptabilidad para los manuales de la carcasa del compresor. Estos manuales son utilizados en los talleres de servicio para evaluar los siguientes puntos:

- Si un componente se puede utilizar en la condición actual.
- Determinar si el componente puede ser reparado.
- Calcular los costos de reparación por la condición de los componentes.

Los criterios de inspección establecidos incluyen:

- Daños superficiales por contacto como son: indentaciones, abolladuras, rasguños, marcas de herramental
- Daño de agujeros roscados
- Desgaste por contacto

Para determinar la aceptabilidad en magnitud de los defectos antes mencionados, desarrollé una metodología exclusiva para los componentes estructurales con dichos defectos, basándome en la teoría de la mecánica de la fractura y las prácticas existentes para los componentes rotativos del motor.

En dicha metodología adapté las prácticas utilizadas para la evaluación de la vida residual de un componente que falla por cargas cíclicas. Para desarrollar dicha metodología trabajé y aprendí de los expertos tanto de GEIQ como de GE Estados Unidos, sobre los fundamentos, teoría, programación y metodologías de la mecánica de la fractura para fallas dúctiles.

En este proyecto pude destacar gracias a los fundamentos aprendidos en mis materias cursadas en la facultad, tales como:

- Ciencia de materiales
- Mecánica de sólidos
- Metalurgia Física y materiales no metálicos
- Mecánica del medio continuo
- Procesos de conformado de materiales
- Análisis de Esfuerzos y Elemento Finito

Las bases y conocimiento de estas materias contribuyeron a mi entendimiento de los fenómenos físicos que gobiernan la mecánica de la fractura. Entre dichos fundamentos se encuentran:

- Criterio de energía crítica de distorsión (Von Mises).
- Deformaciones pequeñas (Tensor de Green) y su solución por aproximación material.
- Entendimiento del tensor de esfuerzos, así como las ecuaciones constitutivas para deformaciones elásticas (Ley De Hooke) y plásticas (Levi-Mises).
- Modelado y resolución de un campo de esfuerzos.
- Esfuerzos principales y criterio de falla dúctil y falla frágil.
- Tenacidad de un material dúctil y tenacidad a la fractura (KIC).
- Estructuras cristalinas, sus planos principales, mecanismos de distorsión y desplazamiento de defectos dentro de la red.
- Entendimiento del ensayo de tracción, diferencias entre esfuerzos reales e ideales.
- Aproximación del esfuerzo plano y la deformación plana.

Al término de este proyecto, pude implementar en los manuales de componentes estructurales límites de aceptabilidad para daños superficiales basados en una metodología analítica, la cual fue evaluada y aceptada por el panel técnico y expertos tanto de GEIQ como de GE Estados Unidos.

Este proyecto ha sido clave en mi desarrollo profesional ya que, debido a los conocimientos aplicados y adquiridos, he podido fungir como mentor ayudando a ingenieros menos experimentados en la correcta aproximación y evaluación de problemas de crecimiento de grietas en componentes sujetos a cargas cíclicas. Dicha labor ha ayudado al desarrollo del área de diseño en cuanto a metodologías de análisis y entendimiento del problema físico al cual está sujeto la mecánica de la fractura.

Al término de estas 4 rotaciones y de los cursos antes mencionados, me gradué del Programa Edison y fui contratado como ingeniero de diseño de producto en el área de componentes estructurales, concluyendo de esta manera la primera etapa de mi carrera dentro de GE en el negocio de motores para aviación.

Ingeniero de Diseño en Componentes estructurales de Turbomaquinaria

Certificación del Motor Passport™

Mi primera experiencia como ingeniero de diseño de componentes mecánicos, fue en la carcasa del compresor del motor Passport™. Este motor estaba en la etapa de certificación para su aeronavegabilidad. Esta fase del desarrollo de un motor para transporte de personal, consta en demostrar que el producto es confiable y seguro para su utilización en una aeronave.

Durante esta asignación trabajé en la certificación del compresor, realicé la evaluación y documentación necesaria para demostrar que la carcasa del compresor podía cumplir con los estándares de aeronavegabilidad impuestos por los agentes regulatorios. Uno de los agentes regulatorios que emite certificados de aeronavegabilidad en el mundo y el más importante en América es la “Federal Aviation Agency” a la cual nos referiremos como FAA. Todo avión que busque ser utilizado en Estado Unidos debe de ser certificado ante la FAA.

La regulación impuesta por la FAA se puede encontrar en la página del Departamento de transporte de los Estados Unidos de América: <https://FAA.gov/aircraft/>

El proceso de certificación por Aeronavegabilidad consta de lo siguiente:

- Revisión de los diseños y métodos a utilizar para demostrar que esos diseños y toda la aeronave en general cumple con los estándares impuestos por la FAA.
- Efectuar pruebas en tierra como en vuelo para demostrar que la aeronave cumple con los estándares de la FAA.
- Evaluar la aeronave para determinar el plan de mantenimiento y operación requeridos para su utilización.
- La coordinación entre la FAA y otras autoridades de la aviación civil, para comunicar que la aeronave fue certificada y valorada bajo los estándares de la FAA.

La regulación que aplica a los motores de aeronaves se encuentra en el título 14- “Aeronáutica y espacio” del código federal de regulaciones, en su apartado 33- Estándares de Aeronavegabilidad: Motores de aeronaves.

Se centrará la discusión de este proyecto en la regulación del apartado 33 subparte B sección 19: Durabilidad, la cual define en su subíndice a) lo siguiente:

“El diseño y construcción del motor debe minimizar el desarrollo de una condición insegura del motor, entre sus períodos de mantenimiento. El diseño de las carcasas tanto del compresor como de la turbina, deberán proveer la retención de cualquier daño causado por alguna falla de los alabes del rotor. Los niveles de energía y las trayectorias de cualquier fragmento resultado de una falla de los álabes del rotor que se encuentren por fuera de las carcasas del compresor o la turbina deberán ser especificados.”

Fue aquí que como dueño de la carcasa del compresor del motor Passport™, analicé y demostré la capacidad de retención de la carcasa para retener cualquier daño desarrollado por la falla en alguno de los álabes instalados en el rotor del compresor.

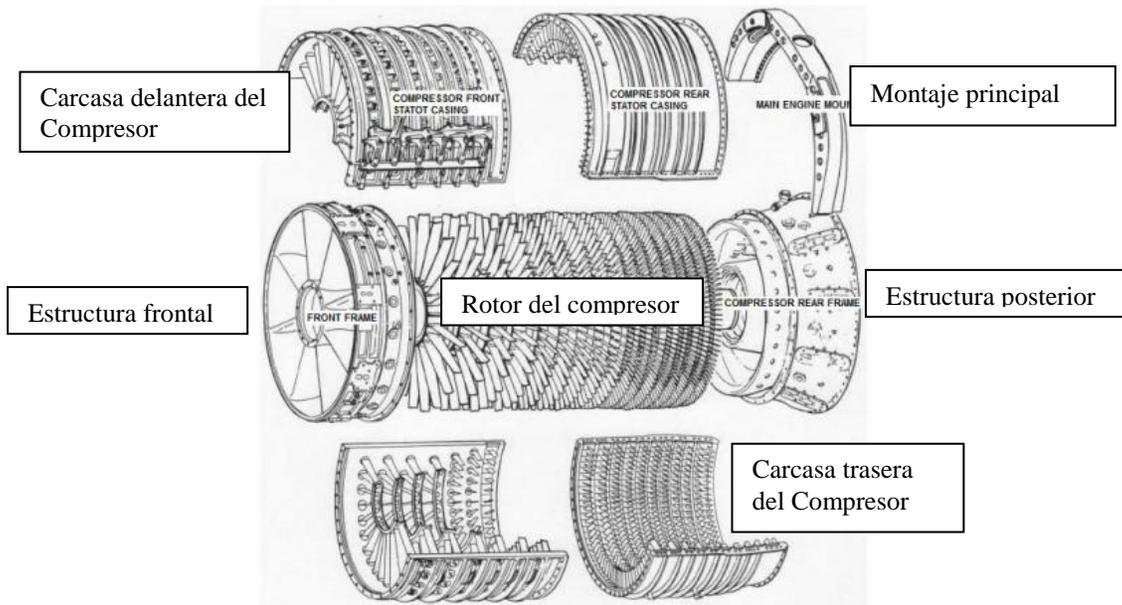


Figura 13 Compresor Axial de un Motor TurboFan [6]

Con la evaluación de retención demostré que la geometría y material de la carcasa es capaz de contener sin romperse la liberación de cualquier alabe del rotor, basándome en la teoría de impacto.

Para dicha evaluación fue fundamental el entendimiento de los conceptos de metalurgia física, principalmente los relacionados a las propiedades mecánicas de los materiales, además de un claro entendimiento de la dinámica del movimiento angular para determinar la energía liberada por el álabe al colisionar con la carcasa. A continuación describo el problema fundamental resultado en este análisis.

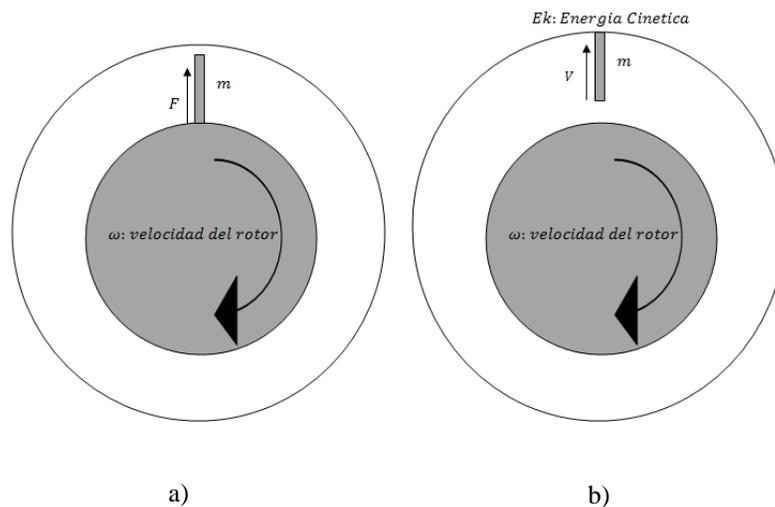


Figura 14 a) Esquemático de un álabe del rotor del compresor en operación, b) Esquemático de la liberación de un álabe de rotor de compresor

La energía cinética puede ser calculada como:

$$Ek = \frac{1}{2}mV^2 \quad (1)$$

Al mismo tiempo, la velocidad de escape (V) se estima como la velocidad producto de la fuerza centrífuga F.

$$F = m\omega^2R = m\frac{V^2}{R} \quad (2)$$

Donde:

- $Ek \rightarrow$ es la energía cinética
- $m \rightarrow$ es la masa del álabe
- $V \rightarrow$ es la velocidad de escape
- $F \rightarrow$ es la fuerza centrífuga
- $\omega \rightarrow$ es la velocidad angular del rotor
- $R \rightarrow$ es el radio de giro del álabe.

La masa del álabe está determinada por su volumen y material el cual pude extraer de los modelos CAD de este componente, la velocidad del rotor la dicta la operación del motor, esta velocidad la calcule basado en los parámetros termodinámicos y de operación del motor y el radio de giro está determinado por el cancroide de masas del alabe, el cual fue calculado basado en la geometría del alabe liberado.

Sustituyendo la velocidad de escape V en la ecuación (1):

$$Ek = \frac{1}{2}m\omega^2R^2 \quad (3)$$

De esta manera compraré si la energía que la carcasa debe de resistir en el área de impacto excede la tenacidad del material y determiné si se contendría la liberación del álabe.

El estudio lo documenté en un reporte de certificación, el cual fue revisado por los gerentes tanto del equipo de ingeniería de sistemas (encargados de la integración de todos los sistemas que componen el motor), como por los expertos del área de diseño y certificación. El reporte se entregó a la FAA como documento probatorio de la capacidad de la carcasa del compresor para retener cualquier daño desarrollado por la falla en alguno de los álabes instalados en el rotor del compresor. Este estudio fue aprobado por la FAA y formó parte de la documentación para obtener la certificación del motor en 2018.

Rampa de Producción del Motor LEAP

Después de completar el reporte de certificación referente a la durabilidad de la carcasa del compresor, fui asignado al motor LEAP, dada mi experiencia en componentes estructurales de la turbina de baja. Para esta asignación tuve la responsabilidad de ser el dueño del diseño de la fundición de la estructura que conecta a la turbina de alta, con la turbina de baja potencia. Esta estructura es muy similar a la que había trabajado en mi primera rotación (Estructura principal de la turbina intermedia del motor LMS100) y segunda rotación (Estructura posterior de la turbina de baja potencia del motor GE90).

En ese momento el motor LEAP 1A/C había sido recientemente certificado y el programa estaba en la etapa de desarrollar a los proveedores que iban a servir como fabricantes de los componentes para la venta en volumen de estos motores. A esta etapa se le conoce como rampa de producción. Cabe mencionar que el volumen de producción de este motor era alrededor de 5 motores por semana, lo cual lo posicionaba como uno de los más vendidos en el negocio de aviones.

El componente que me fue asignado estaba provocando retraso en el ensamble de los motores. Esto era debido a que el proveedor de la fundición no tenía mucha experiencia en la construcción de componentes fundidos de diámetros superiores a 20 pulgadas, además de que el diseño de la fundición era complejo ya que constaba de una sola fundición para el anillo interior, 8 vigas verticales y la carcasa externa. Debido a lo mencionado anteriormente, el metal no se distribuía adecuadamente, causando problemas en la geometría final, principalmente en:

- Circularidad de los anillos.
- Espesores de pared (en muchos casos había hoyos por falta de material de fundición)
- Indicaciones (fallas de la prueba de líquidos penetrantes) por los esfuerzos derivados de la solidificación y cambios de espesor no controlados.
- Distorsión de las vigas de unión entre el anillo interno y la carcasa.

Mi aportación principal en este componente fue, la de resolver el problema de partes no conformes que presentaban una alta cantidad de desviaciones al dibujo de ingeniería. Esto lo pude resolver a través de analizar la geometría que el proveedor era capaz de entregar. También realicé la evaluación de los componentes que no cumplían al 100% con la definición del producto, así como proveer una disposición final de aceptabilidad o rechazo, dependiendo de si el componente era apto para utilizarse sin afectar los estándares de certificación. Para esto, tuve que realizar análisis tanto de acumulación de tolerancias, como de mecánica de sólidos y de fatiga.

También, en este proyecto tuve que trabajar muy de la mano con el proveedor y el equipo de compras de GE, para establecer una estrategia para poder entregar partes al proveedor de maquinados, para así ensamblar motores y entregarlos a Airbus y a COMAC. Como ingeniero y responsable de dicha parte y la entrega de la misma a ensamble, tuve que desarrollar una estrategia que se centró en 3 puntos:

- Identificar el número y tipo de desviaciones en las fundiciones producidas por el proveedor. En este punto el proveedor generó una lista de las fundiciones con desviaciones, donde se establecía el tipo y número de éstas.
- Comunicar en una junta semanal el número de fundiciones que el programa necesitaba para ensamblar motores, esta información la compartía el equipo de compras. También, se discutía con el equipo de ingeniería de GE (en este caso yo) el número y tipo de desviaciones en cada fundición procesada.
- Asignar la prioridad y orden de evaluación de las fundiciones, basado en el número de desviaciones y tiempo para completar la evaluación de ingeniería. De esta manera se podía elaborar un plan para entregar el número de fundiciones necesarias.

Con esto establecí un ritmo para la correcta comunicación y asignación de recursos para la evaluación del producto con desviaciones y mejorar las entregas. También la estrategia ayudo a identificar el tipo de desviaciones que más se presentaban en las fundiciones; de esta manera, trabajé en la mejora del proceso y/o en la propuesta de cambios al diseño para reflejar la capacidad de producción real del componente, sin afectar técnicamente la capacidad de funcionamiento de la parte, desarrollando así límites de tolerancia que cumplieran tanto con la manufactura, como con la intención de diseño.

Aunque mi trabajo no era directamente sobre el diseño del proceso de manufactura, fue de gran ayuda el entendimiento de los fundamentos de este proceso los cuales fueron estudiados en las materias de:

- Metalurgia Física (en temas como: Tratamientos Termo-mecánicos, Solidificación y proceso de difusión).
- Análisis de procesos de manufactura, Proceso de fundición.

Este conocimiento previo me ayudó a entender mejor la naturaleza de las desviaciones a la definición del producto así como a entender los posibles esfuerzos residuales (que no son visibles), permitiéndome establecer un proceso adecuado de evaluación. Esto último, ayudó a recomendar tratamientos térmicos para restablecer la condición de la aleación o eliminar los esfuerzos residuales y cumplir con los requerimientos de durabilidad y capacidad estructural del componente.

Todo mi esfuerzo y trabajo derivó en una mejora del proceso de manufactura y en el cambio de diseño de 52 características geométricas y tolerancias, para reflejar la capacidad de producción real del proveedor. La evaluación de ingeniería para ejecutar los cambios propuestos, la presenté ante distintas revisiones técnicas ante los expertos de las áreas de diseño y manufactura; demostrando que dichos cambios no afectaban la función y/o desempeño del componente previamente certificado. Los cambios que realicé al producto fueron aprobados por la FAA, certificando así que los cambios de diseño no afectan la aeronavegabilidad del motor. Después de la implementación de los cambios al diseño, la producción del componente incremento en un 65%, reduciendo de esta manera en un 85% las desviaciones al dibujo de ingeniería.

Ingeniero de Diseño y Dueño de Producto en Componentes de la Cámara de Combustión para Motores de Aviación

En mi puesto actual funjo como responsable de los combustores e inyectores de los motores CF34. Esta posición me fue asignada en 2017. En particular esta posición fue de mi interés dado que en los últimos años de la carrera trabajé en el proyecto de Formula SAE de UNAM Motorsports, como capitán de diseño del área del motor así como encargado del diseño de los componentes de renovación de la carga. En ese entonces me enfoqué en el estudio de los procesos de combustión del motor de 4 tiempos. Esta parte de la carrera fue una de las que especialmente disfruté, ya que tuve la oportunidad de profundizar e incrementar mi conocimiento en la mecánica de fluidos.

Dada la complejidad del sistema y a la falta de experiencia y conocimiento de esta en GEIQ, y siendo yo el responsable técnico de estos componentes, me di a la tarea de incrementar mi experiencia estudiando de fuentes de información bibliográficas, así como cursos gratuitos otorgados por parte de la empresa y por universidades. De esta manera pude llegar a comprender el sistema del combustor así como a

demostrar mi capacidad como ingeniero mecánico ya que fui capaz de tomar un área tecnológica desde cero, desarrollarla y dar resultados de manera inmediata.

A continuación hablaré del sistema del combustor, sus principios de funcionamiento y fundamentos para el diseño de ingeniería de este sistema. Este conocimiento lo tuve que desarrollar para así realizar un buen trabajo como ingeniero de estos componentes.

El quemador o combustor (como se conoce en ingeniería), es la parte de la cámara de combustión donde se lleva a cabo la reacción química o combustión (También conocido como tubo de la flama). La combustión es una reacción química exotérmica obtenida de la oxidación de un combustible, proceso que se lleva a cabo a través de la colisión entre moléculas. Durante estas colisiones se rompen los enlaces que forman a las moléculas, generando radicales libres que más tarde se oxidarán o enlazarán con otras partículas. Es durante este romper y generar enlaces, donde se lleva a cabo la liberación o absorción de energía en la reacción (entalpía de formación, que depende del tipo de molécula que se produzca).

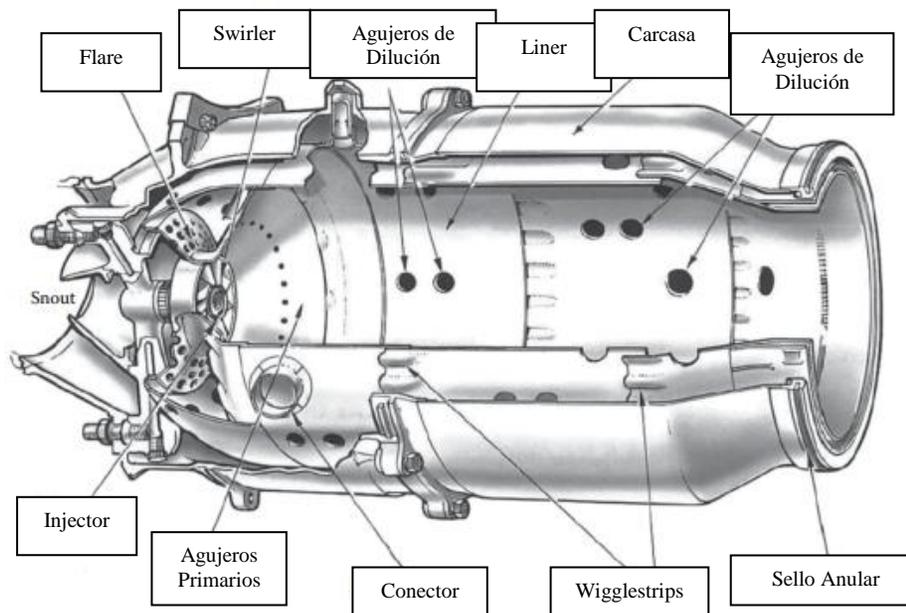


Figura 15 Combustor o Quemador de una turbina de gas [7]

Las moléculas resultado del proceso de combustión se conocen como productos y las moléculas previas a la reacción se conocen como reactivas. En la ecuación 4 se muestra la ecuación química que gobierna la combustión:



El oxidante de la reacción está constituido por el oxígeno presente en el aire atmosférico y el combustible son hidrocarburos (C_xH_y) derivados del petróleo.

El diseño de un combustor es un proceso complejo que principalmente depende de los siguientes criterios:

- **Tipo de combustión:**

- De lenta oxidación.
- De formación de flama.
- Detonación.

Para motores de combustión continua como lo son las turbinas de gas, el tipo de combustión es de formación de flama.

- **Tipo de flama:**

- Difusiva: El proceso de mezcla entre el combustible y el oxidante se da en la zona de combustión.
- Pre-mezclada: El proceso de mezcla entre el combustible y el oxidante se da previo a la zona de combustión.

En su mayoría el tipo de flama desarrollada dentro de un motor utilizado en aviación es del tipo difusiva. En la figura 20, se muestran los diseños de combustor de flama difusiva y de flama premezclada, así como sus principales diferencias.

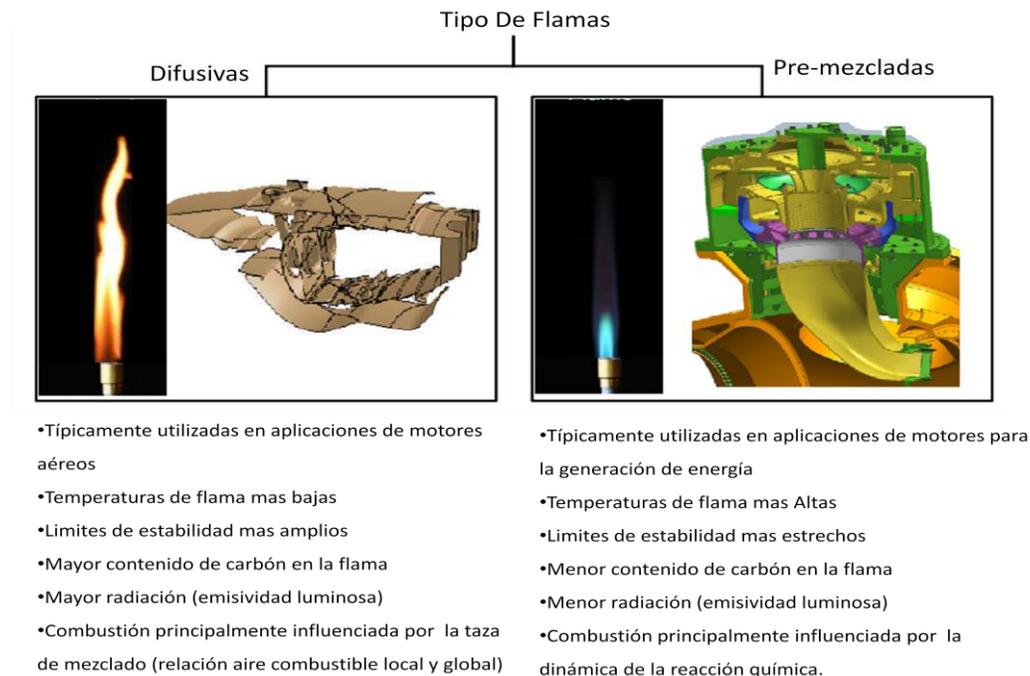


Figura 16 Diagrama de tipo de flamas y su relación con el diseño de la cámara de combustión [8]

- **Tipo de combustible a utilizar:** Para combustores utilizados en motores de turbina de gas, los combustibles utilizados son:
 - Líquidos (ejemplo: Kerosines).
 - Combustibles gaseosos (gas natural e hidrógeno).
- **Limitaciones dimensionales** (Tamaño del avión/motor) **o de peso** (número de componentes y longitud del combustor).
- **Los niveles de emisiones** permitidas por las agencias reguladoras de contaminantes como la FAA, EASA o CAEP, siendo este uno de los requerimientos más difíciles de satisfacer y el que dicta la necesidad de nuevas tecnologías. Los principales contaminantes producto de la combustión de hidrocarburos son:
 - Monóxido de Carbono (CO).
 - Dióxido de Carbono (CO₂).
 - Óxidos Nitrosos (NO_x).
 - Vapor de Agua (H₂O).
 - Ácidos Sulfhídricos (H₂S).
 - Humo, producto de la degradación del combustible a partículas sólidas de Carbón.
 - Hidro-Carburos no quemados.
- **Requerimientos de Operación:**
 - Rápida ignición a diferentes altitudes (Define el volumen mínimo del combustor).
 - Difícil de extinguir la reacción (Define la cantidad de combustible necesaria en la reacción).
 - Que la reacción ocurra completamente en el combustor; En otras palabras, controlar el tiempo de residencia de las especies químicas dentro del combustor (define el volumen necesario del combustor).
- **El desempeño requerido por la aplicación del motor:**
 - Quema eficiente de combustible; Típicamente se buscan eficiencias del 99%.
 - Pocas pérdidas de presión a través de los componentes.
 - Temperatura homogénea a la salida de la cámara.
- **Durabilidad de los componentes del motor:**
 - Temperaturas de la cámara de combustión (define el sistema de enfriamiento).
 - Los acústicos producto de la termo-acústica de la reacción (Define los materiales y geometrías).
 - Soportar la diferencia de presiones entre la zona de presurización (Carcasa interna y externa) y la zona de la reacción (combustor).

El diseño del combustor debe cumplir con múltiples características tanto operativas como de desempeño, esto es lo que hace al combustor uno de los componentes más complicados de diseñar y típicamente el último en ser definido durante el proceso de diseño de un motor. También, es el componente más caliente de toda la maquina y esto pone un reto para poder asegurar su vida de utilización.

Como dueño de los combustores de los motores CF34, he sido responsable del diseño y mantenimiento de los componentes que conforman a 3 combustor del tipo anular. Dichos componentes se describen a continuación:

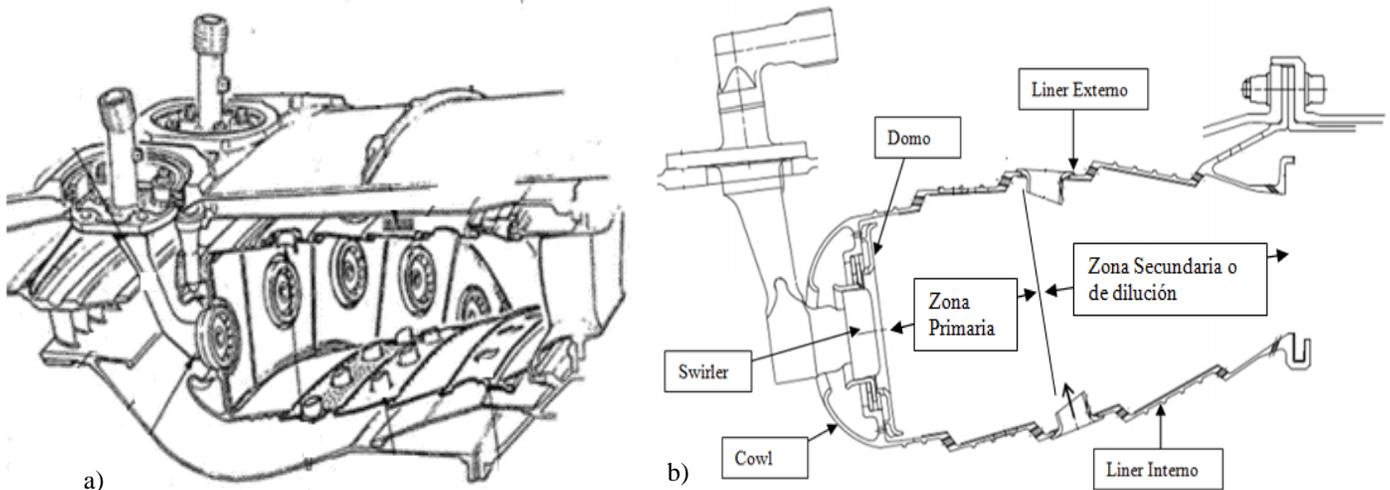


Figura 17 a) Ilustración del sector de una cámara anular, b) Componentes de un combustor del tipo anular [8]

- **Cowl/snout:** Es el primer componente que recibe el flujo del compresor; Dicho componente sirve como frontera para definir el volumen del Plenum, que proveerá el flujo necesario para llevar a cabo la combustión en la zona primaria (zona donde se lleva a cabo la estabilización de la flama).
- **Domo:** Junto con el cowl, delimita el volumen de flujo de aire necesario para la combustión en la zona primaria. Así mismo, este sirve como la estructura principal del combustor al ser el punto de montaje entre los diferentes componentes: Liners, Swirlers, Cowl.
- **Swirlers:** Este componente es el responsable de la estabilización de la flama y la optimización de la mezcla. A través de él se da la entrada tanto del combustible como del aire en la zona Primaria. En este se encuentran diversos pasajes que son diseñados para estabilizar la flama, que se mantendrá prendida a lo largo de la operación del motor (diferentes altitudes, que afecta el momentum del flujo a través de él).
- **Liners:** Estos fungen como frontera entre el combustor y la zona de presurización de la cámara, los cuales delimitan el volumen de combustión y tienen la tarea de proteger térmicamente a los componentes estructurales (carcasas). También sirven para permitir la entrada de aire cercano a la salida del combustor, y de esta forma limitar la temperatura de los gases a la salida de la cámara, evitando el deterioro de los componentes de la turbina.

Como responsable de diseño y dueño de los componentes de la cámara de combustión, he tenido que profundizar en los temas referentes a su durabilidad, principalmente en los derivados por las altas temperaturas a los cuales están sujetos. Este conocimiento ha sido de gran ayuda a la compañía ya que no existía antecedente.

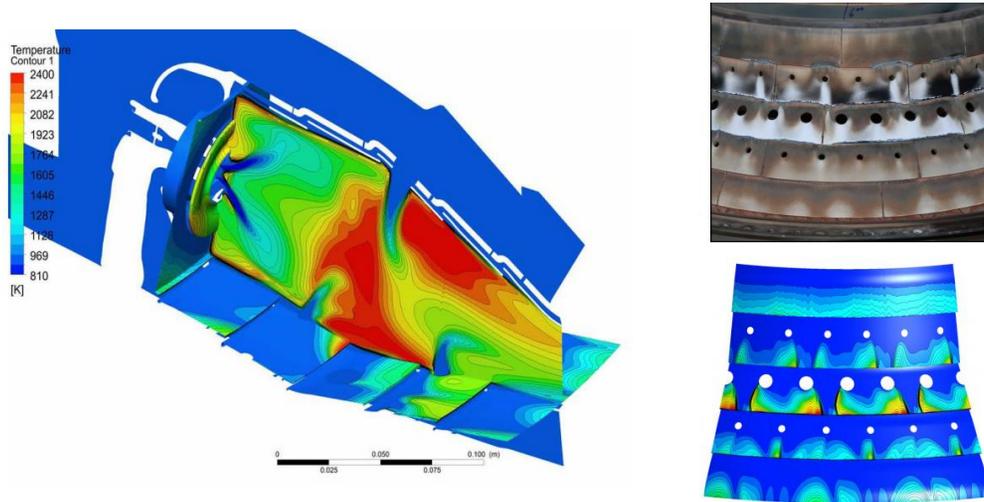


Figura 18 Mapa de temperaturas de un combustor anular [8]

Al ser el responsable de la duración de los componentes en operación y de su correcto funcionamiento, he tenido que comprender los principales problemas derivados de las altas temperaturas a los que se enfrentan un combustor, que son:

- **Fatiga de los componentes:** Debido a las altas temperaturas a lo largo de la cámara de combustión y a las zonas de puntos calientes (zona de las flamas), los Liners son sometidos a altos esfuerzos compresivos y de tensión durante cada vuelo. Estos esfuerzos estarán presentes durante la operación del motor y desaparecen una vez el motor está apagado, generando de esta forma un esfuerzo cíclico el cual puede generar problemas de fatiga. Parte de mi trabajo como ingeniero mecánico y responsable de estos componentes, es la de poder estimar la vida por fatiga del componente. Dicha vida se puede separar en las siguientes etapas:

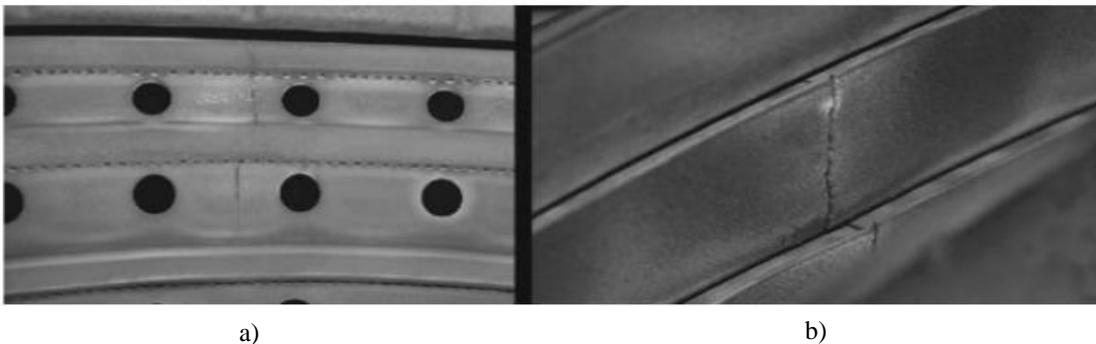


Figura 19 a) y b) Grieta en un Liner producto de los esfuerzos térmicos de la cámara [8]

- **Iniciación:** Que se puede definir como el tiempo que le toma a los defectos dentro de la red cristalina del material, deslizarse a través de la red cristalina y apilarse en la superficie hasta formar un defecto de superficie visible o detectable. Este defecto es denominado como grieta ingenieril.
- **Propagación:** Es el tiempo en que la grieta ingenieril crece debido al estado de esfuerzos cíclicos. En esta etapa, debido a la concentración de esfuerzo en la punta de la grieta (superficie aguda o de radio nulo), esta se deforma plásticamente y al deformarse se redondea. Posteriormente, debido a que la deformación es local y se presenta solo en la punta, al ser removida la carga, el material que no sufrió deformación provoca el cierre de la grieta con punta deformada y esta crece al tener que acomodar la deformación adquirida. Esta etapa de propagación se ve concluida cuando el tamaño de la grieta genera que el factor de intensidad de esfuerzos (K , parámetro que determina la energía de superficie alrededor de la punta de la grieta) supera la tenacidad a la fractura del material, provocando una falla monotónica o frágil.

El factor de intensidad de esfuerzos se define como:

$$K = \beta\sigma\sqrt{\pi a} \quad (5)$$

Donde:

β : Es un factor de forma, atribuido al tipo y disposición de la grieta y los parámetros geométricos del volumen del material donde se encuentra.

σ : Es el esfuerzo de apertura de la grieta (para componentes sometidos a campos de esfuerzos térmicos). El mecanismo principal es una apertura de tensión donde σ es el esfuerzo a tensión normal al plano de propagación.

a : Es la profundidad de la grieta medida desde la superficie libre a la punta de la grieta.

- **Oxidación de los materiales:** Debido a las altas temperaturas de los gases y el ambiente al que están sometidos los componentes dentro de la cámara, se pueden presentar fenómenos de oxidación y corrosión. Dicha corrosión puede resultar en la pérdida localizada de material en los componentes, pudiendo generar concentraciones de esfuerzos no deseadas y posteriormente falla de los componentes. De igual manera afecta el comportamiento de los flujos a través del componente. Figura 20 a).
- **Termofluencia:** Este es uno de los principales mecanismos de deterioro de los Liners, ya que estos están sujetos a altas temperaturas y altos esfuerzos compresivos durante largos periodos. La termofluencia se presenta en el material debido a los fenómenos de difusión de las fronteras de los límites de granos (en el caso de componentes metálicos), resultando en deformaciones plásticas o en la ruptura del material. Dicha ruptura disminuye la vida de los componentes, al acelerar el mecanismo de formación de una falla por crecimiento inestable o frágil de la ruptura (similar al mecanismo de propagación de la grieta).
- **Pandeo de los Liners:** Debido a las múltiples grietas que se pueden generar en el combustor, se pudiera presentar el riesgo de crear un escenario de inestabilidad estructural producto de las altas diferencias de presiones a las cuales se ve sometidos los liners y los esfuerzos compresivos presentes por el crecimiento térmico. Figura 20 b).

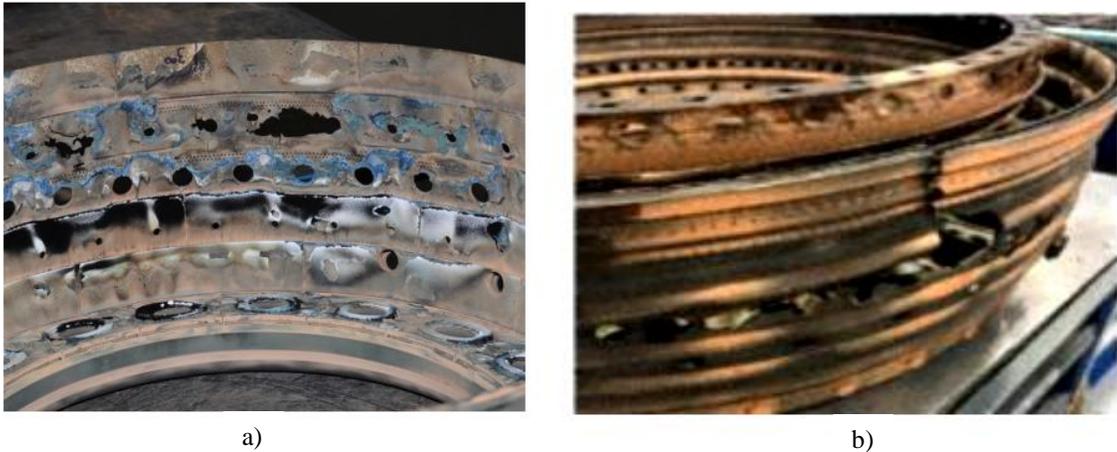


Figura 20 a) Problemas de Oxidación en un Liner [8], b) Pandeo de un Liner [9]

Si estos problemas se ven presentes en el producto, o se pudieran agravar por algún defecto en la manufactura de los componentes, mi responsabilidad es dar una solución; Por ejemplo: Un cambio del diseño o un proceso de reparación necesario para evitar riesgos a la aeronavegabilidad o costos de mantenimiento innecesarios. A lo largo de los 3 años en los que he fungido como dueño de estos componentes, he realizado diversos proyectos para evaluar y resolver problemas derivados de las altas temperaturas, cuyo impacto va desde lo económico (necesidad de remplazar componentes) como de aeronavegabilidad.

También he tenido que realizar las evaluaciones sobre la condición en las que operan los componentes, para garantizar que el combustor afectado puede operar bajo los criterios de diseño establecidos; Por ejemplo: la capacidad de ignición de la flama, el índice de producción de contaminantes, la resistencia a la extinción de la flama, la eficiencia de combustión (garantiza la cantidad de combustible gastado por el dueño del motor) o en un caso extremo demostrar la aeronavegabilidad del motor.

Otra de las actividades primordiales es la de garantizar la capacidad de producción de los componentes. Para lograrlo, he trabajado en conjunto con los ingenieros responsables de la manufactura, así como visitar su planta ubicada en Lynn Massachusetts con el motivo de revisar los procesos de manufactura utilizados así como dar soporte técnico para la resolución de cualquier problema que esté afectando la calidad de la parte. De este modo se ha podido garantizar que los componentes producidos cumplan con los requerimientos de diseño. Los procesos de manufactura en los diversos componentes de la cámara incluyen:

- Proceso de forjado de anillos.
- Fundiciones por inversión.
- Tratamientos térmicos de revenido, normalizado y solución.
- Procesos de soldadura, como: Soldaduras por Arco eléctrico y Soldaduras por haz de electrones.
- Conformado por deformaciones plásticas.
- Maquinados por arranque de viruta y electro erosión.

Actualmente se está llevando a cabo, la transición de la manufactura de estos componentes de una planta en Estados Unidos a una planta en Rumania. Esto demanda del liderazgo técnico para aprobar los procesos a utilizarse en la nueva planta, la aclaración del diseño del producto y la evaluación de que el proceso propuesto por dicho proveedor no impactara la intensión de diseño de los componentes. Siendo yo el responsable de que dicha transferencia de producción se realice bajo los lineamiento de calidad del GE y sin impacto a la operación del producto en flota.

Líder Técnico y Responsable del Desarrollo Tecnológico en Cámaras de Combustión en GEIQ

Dada la experiencia adquirida en años anteriores con relación a este módulo, tanto técnica como de trabajo con Manufactura, así como el desarrollo de herramientas de trabajo, es que se me otorgó la responsabilidad adicional del desarrollo tecnológico de esta área dentro de GE México (GEIQ). Parte de mi trabajo también se ha enfocado a extender el conocimiento sobre el funcionamiento y el diseño de combustores a lo largo de las distintas disciplinas dentro de GEIQ, he aquí la importancia de mi puesto en cuanto al desarrollo técnico y tecnológico de la empresa. Esto representa un orgullo ya que GEIQ es el único centro de Ingeniería en México en donde se tiene la responsabilidad y el liderazgo total tanto del diseño, el soporte del Producto, así como el desarrollo de la tecnología en combustores de GE para motores de avión.

Como responsable del desarrollo de esta discipline, he realizado diversas acciones:

- Desarrollé la estrategia para el crecimiento técnico del equipo de combustión, basándome en la identificación de las necesidades técnicas y de negocio; así como identificar y resaltar los procesos que un centro de combustión debe cubrir. Para lograrlo, esta estrategia he trabajado en conjunto con expertos de la disciplina localizados en otros centros globales (principalmente en Polonia y EU).

Para definir dicha estrategia realicé un estudio junto a los expertos del equipo de combustores tanto de GE USA, cómo de GE Polonia y los gerentes de diversas aéreas del equipo de turbomáquinas de GEIQ. La intención de dicho estudio fue el de identificar las fortalezas, debilidades, aéreas de oportunidad y amenazas que el equipo de combustión de GEIQ tenía. De esta forma se buscó aprovechar las fortalezas y poder centrarse en desarrollar las aéreas de oportunidad, tomando en cuenta las amenazas derivadas por la falta de recursos tecnológicos disponibles tanto en México como en GEIQ.

- Desarrollé un plan para visitar tanto a las plantas de manufactura, como a los talleres de reparación de los componentes. De esta forma se consolido la relación entre diseño y manufactura para entender los retos tecnológicos de los diferentes procesos, lo que ayudo a entender mejor el producto y sus limitaciones de diseño.
- También establecí un plan de desarrollo para el área de transferencia de calor y diseño de sistemas de enfriamiento para los combustores de CF34. El desarrollo de los sistemas de enfriamiento tiene un reto con respecto a sus metodologías, ya que estas son tecnología restringida por licencias del gobierno de Estados Unidos.

Parte fundamental de la estrategia la he centrado en profundizar en los diferentes mecanismos y técnicas de enfriamiento de los componentes sujetos a las temperaturas del combustor y a desarrollar metodologías propias para estimar y comprender el diseño actual de los combustores.

Actualmente se ha trabajado en diversas metodologías de enfriamiento teniendo que profundizar en temas tales como:

- Protección térmica a través de películas de enfriamiento.
- Enfriamiento a través de impacto de chorros de aire.
- Métodos de efusión térmica.
- Solución de problemas de transferencia de calor y de mecánica de fluidos, a través de métodos numéricos (ejemplo: métodos de diferencias finitas, métodos de volúmenes finitos, Métodos de matrices tridiagonales).

El desarrollo y entendimiento de los sistemas y mecanismos de enfriamiento, es uno de los temas clave para entender el deterioro de los combustores y proponer soluciones, con el objetivo de evitar o posponer los mecanismos de falla de los componentes. Para desarrollar sistemas de enfriamiento es importante entender los mecanismos de transferencia de calor que toma lugar dentro del combustor. Dichos procesos son:

- Radiación de la flama (R1),
- Radiación externa hacia la carcasa (R2),
- Convección producto de los gases calientes (C1),
- Convección producto del aire de descarga del compresor (C2),
- Conducción a lo largo de componente (K),
- Conducción a través de la pared (K1-2),

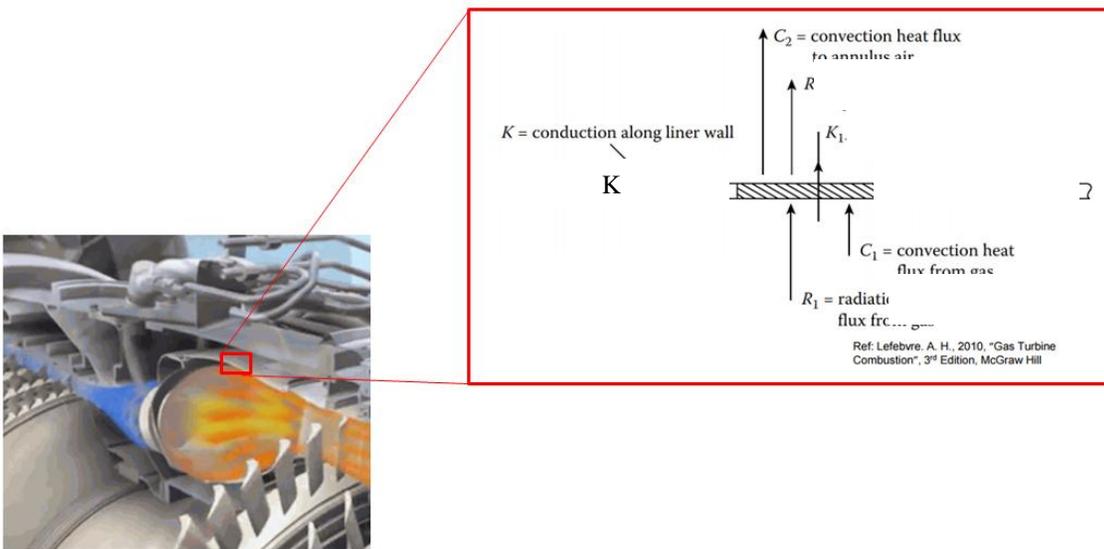


Figura 21 Ilustración de una cámara de combustión y su Diagrama del volumen de control de un componente sujeto a los mecanismos de transferencia de calor en un combustor [8]

Para poder determinar un sistema de enfriamiento, primero se tienen que poder calcular las temperaturas de los componentes sin enfriamiento para posteriormente poder definir la mejor tecnología de enfriamiento. Entre estas tecnologías se encuentran:

- Protección térmica por películas de enfriamiento.
- Técnicas avanzadas como son:
 - Combustores de doble pared.
 - Efusión.
 - Aplicación de recubrimientos de barrera térmica.

El cálculo de temperatura sin enfriamiento a través de una pared de la cámara, se puede estimar por:

$$(R1 + C1)\Delta A_{w,in} + K(\Delta A_t) = (R2 + C2)\Delta A_{w,out} = (K_{1-2})\Delta A_{w,in} \quad (6)$$

Asumiendo lo siguiente:

- Que K es despreciable comparada con R1, R2, C1 y C2
- El espesor de pared es muy delgado $\Delta A_{w,in} = \Delta A_{w,out}$

Se tiene que:

$$R1 + C1 = R2 + C2 = K_{1-2} \quad (7)$$

Donde:

$$K_{1-2} = \frac{k_w}{t_w} (T_{w1} - T_{w2}) \quad (8)$$

k_w : Conductividad térmica del Liner (W/m K)

t_w : Espesor del Liner (m)

T_{w1} : Temperatura interior de la pared (K)

T_{w2} : Temperatura exterior de la pared (K)

El mecanismo de transferencia de calor que aporta la mayor cantidad de energía es la radiación proveniente de la flama y los gases de combustión: R1. La radiación interna R1 se puede estimar de la siguiente forma:

$$R1 = 0.5\sigma(1 + \varepsilon_w)\varepsilon_g T_g^{1.5} (T_g^{2.5} - T_{w1}^{2.5}) \quad (9)$$

Donde:

σ : Es la constante de Stefan-Boltzmann ($5.67 \times 10^{-8} \text{ W/m}^2 \text{ K}^4$)

ε_w : Es la emisividad de la pared y depende del material, temperatura y el grado de oxidación.

ε_g : Es la emisividad de los gases a la temperatura T_g ($T_3 + \Delta T_{combustor}$)

T_g : Es la temperatura de los gases

Dicha radiación se puede separar en 2 fuentes principales:

- Radiación Luminosa:
 - Radiación proveniente de partículas sólidas (hollín).
 - Radiación infrarroja y ultra violeta.
- Radiación no luminosa:
 - Radiación de gases hetero-polares como el CO₂ y el H₂O

La emisividad proveniente de flamas no luminosas, se expresa como:

$$\varepsilon g = 1 - e^{(-290P(ql_b)^{0.5}T_g^{-1.5})} \quad (10)$$

Donde:

P : Es la presión de los gases (KPa).

q : es la relación de aire combustible por unidad de masa.

l_b : Longitud del haz (m) que para los Liners:

- superficie interna: $l_{b,inner} \approx 1.0D_L$
 - superficie externa: $l_{b,outer} \approx 1.2D_L$
- D_L : Es el diámetro del Liner

La emisividad proveniente de flamas luminosas, se expresa como:

$$\varepsilon g = 1 - e^{(-290PL(ql_b)^{0.5}T_g^{-1.5})} \quad (11)$$

Donde:

L : es el factor de luminosidad y se puede estimar como: $L = 3\left(\frac{C}{H} - 5.2\right)^{0.75}$

$\frac{C}{H}$: Es la relación entre carbono e hidrógeno del combustible por unidad de masa.

Para estimar la radiación externa R2, se tiene la siguiente expresión:

$$R2 = \sigma \frac{\varepsilon_w \varepsilon_c}{\varepsilon_c + \varepsilon_w (1 - \varepsilon_c)(A_w / A_c)} (T_{w2}^4 - T_3^4) \quad (12)$$

Donde:

ε_c : Es la emisividad de la carcasa.

T_{w2} : Es la temperatura del aire proveniente del compresor en la pared del lado frío del Liner.

A_w : es el área de la superficie del Liner.

A_c : es el área de la superficie de la carcasa.

En cuanto a los fenómenos de convección, la convección C1 es una de las más complejas de determinar de una manera precisa, ya que:

- Los gases producto de la combustión se encuentran a temperaturas muy altas (alrededor de 2200 K) y experimentan cambios físicos y químicos a muy altas velocidades.
- Gradientes térmicos abruptos, altas velocidades y una amplia gama de valores de la mezcla aire combustible.
- Un complejo mecanismo de desarrollo de la capa límite y los flujos dentro del combustor.

Utilizando una expresión simple que asume al combustor como un ducto, C1 se puede estimar como:

$$C1 = 0.017 \frac{kg}{D_L^{0.2}} \left(\frac{mg}{A_L \mu g} \right)^{0.8} (T_g - T_{w1}) \quad (13)$$

Donde:

kg: Es la conductividad térmica de los gases (W/mK)

mg: Es el flujo másico de los gases (kg/s)

A_L : Es el área transversal del Liner (m^2)

μg : Es la viscosidad dinámica de los gases (Kg/ms)

D_L : Es $4 \left(\frac{\text{Area de flujo transversal}}{\text{Perimetro Hidraulico}} \right)$

En el caso de la convección externa C2, esta se puede calcular por la ecuación siguiente:

$$C2 = 0.020 \frac{ka}{D_{an}^{0.2}} \left(\frac{m_{an}}{A_{an} \mu a} \right)^{0.8} (T_{w2} - T_3) \quad (14)$$

Usando las ecuaciones de R1, R2, C1, C2 y K1-2 podemos resolver la ecuación 10, para resolver T_{w1} & T_{w2} . Al determinar las temperaturas de pared y el mayor contribuidor a dicha temperatura, se puede definir un sistema de enfriamiento, esto ha ayudado a determinar mejor los diseños de los componentes de la cámara de combustión, así como a poder determinar las causa raíz de los problemas de durabilidad que los componentes presentan en operación.

A continuación hablare de los métodos más utilizados para reducir las temperaturas de pared son:

Formación de películas de enfriamiento: Esta técnica busca generar una capa que sirva como barrera térmica entre el componente y los gases calientes, de esta manera reduciendo la temperatura de los gases cercanos a la pared y así reducir el impacto por la convección C1. Esta película pierde su eficiencia conforme los fenómenos de turbulencia ganan sobre la penetración del flujo de enfriamiento (momentum de la película).

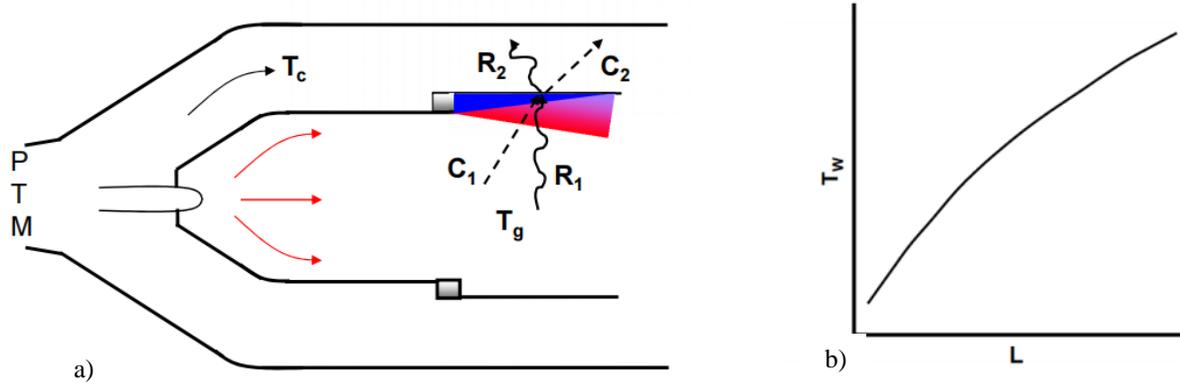


Figura 22 a) Esquema de la transferencia de calor de un liner enfriado por formación de películas, b) Diagrama de temperatura de pared (T_w) en la película de enfriamiento [8]

Para evitar la degradación de la película, típicamente se usan múltiples entradas de aire de enfriamiento a lo largo del componente y dependiendo el flujo desarrollado dentro de la cámara, la cantidad de aire puede variar en cada entrada.

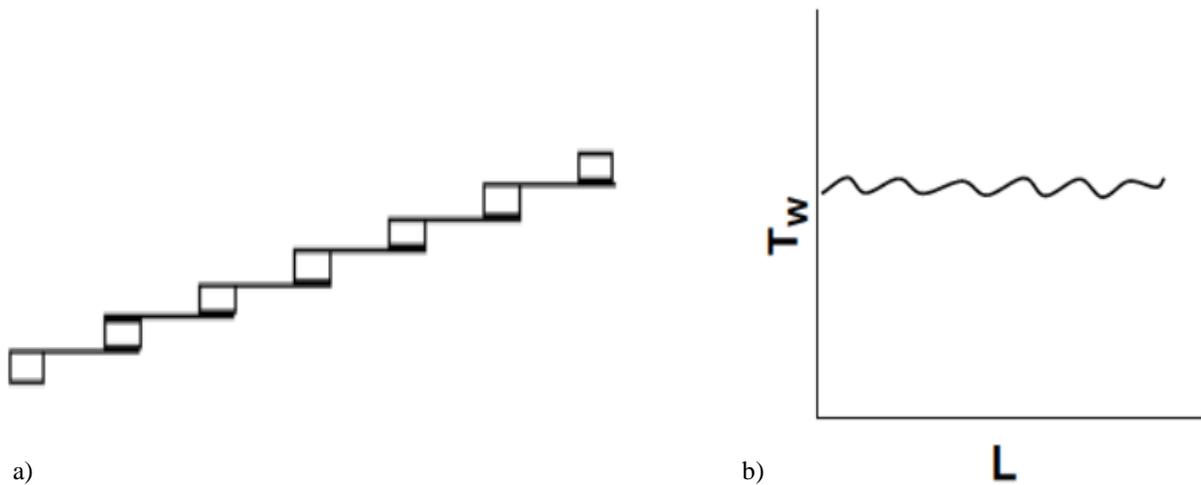


Figura 23 a) Esquema de un liner con múltiples entradas de enfriamiento, b) Diagrama del efecto de múltiples entradas para la formación de películas de enfriamiento [8]

El diseño de las entradas de aire de enfriamiento puede variar; algunas de las más utilizadas son los llamados Wigglestrips (figura 24a) y las entradas por agujeros radiales y axiales en anillos maquinados (Figura 24b).

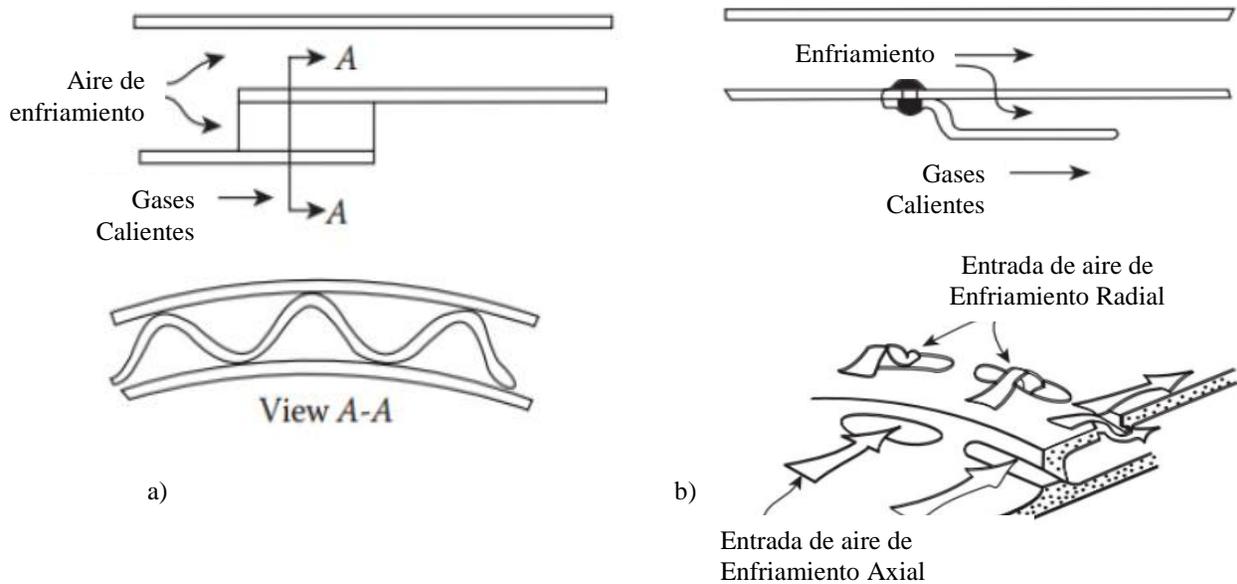


Figura 24 a) Diagrama del diseño de entradas de aire para enfriamiento del tipo wigglesripes, b) Diagrama del diseño de entradas por anillos maquinados para enfriamiento [7]

Sistemas de doble pared: En este tipo de sistemas se utilizan cuerpos externos con agujeros por los que pasa aire y generan chorros de fluido que se estrellan contra la superficie externa del componente, promoviendo así la transferencia de calor por convección externa C2.

Dependiendo de la temperatura de pared del componente, se puede configurar la cantidad de flujo y cantidad de agujeros en una zona determinada. Esta técnica también se busca combinar con la técnica de enfriamiento por generación de película.

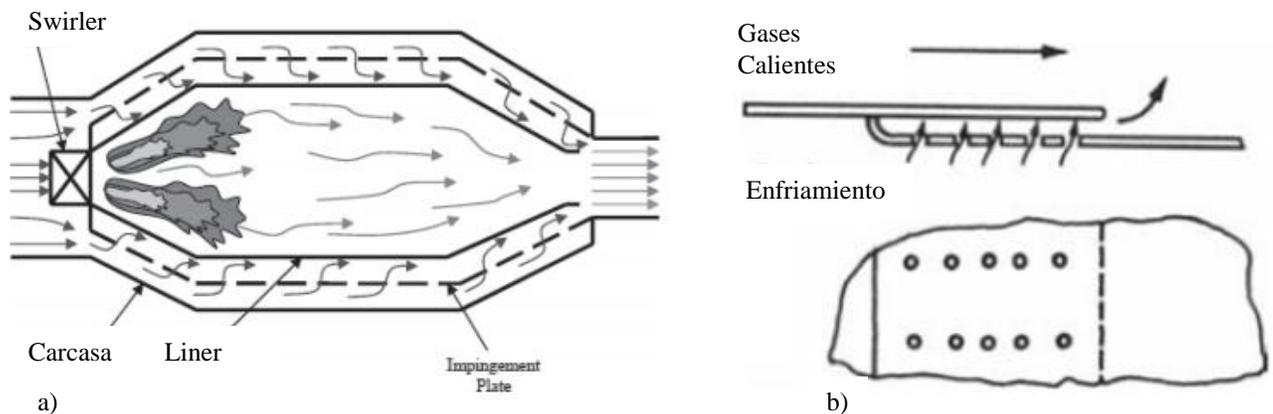


Figura 25 a) Ilustración de una cámara enfriada por doble pared, b) Diagrama del enfriamiento de componentes por doble pared [7]

Enfriamiento por Efusión: En esta técnica se maquinan micro agujeros a lo largo del componente, buscando que aire frío atraviese la pared y genere una zona protegida por aire que se diluye y dispersa con el flujo cercano a la pared. Dependiendo de la distribución de temperaturas y zonas de puntos calientes, se determina una configuración del tamaño y cercanía de los agujeros. Esta técnica es utilizada en conjunto con el enfriamiento por generación de películas, para reducir la temperatura localmente donde los efectos de la película es reducida por los efectos de la turbulencia.

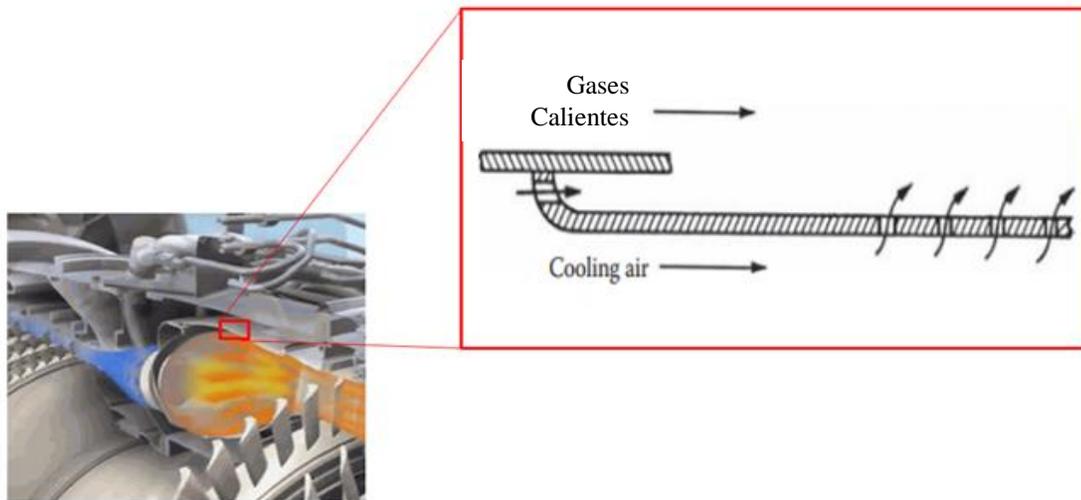


Figura 26 Diagrama del enfriamiento de componentes por efusión [7]

Aplicación de recubrimientos de barrera térmica o mejor conocidos como TBCs (por sus siglas en inglés Thermal Barrier Coatings): Esta es una de las tecnologías de protección térmica más importantes en materia de combustores. Esta tecnología consta de añadir una o varias capas de material (principalmente cerámicos), que funja como aislante térmico entre los gases calientes y el material metálico del componente denominado sustrato.

Al ser la radiación interna R1 una de las principales fuentes de transferencia de calor, se requiere de un sistema que proteja a los componentes de esta. Principalmente se utilizan recubrimientos térmicos que son depositados por distintas tecnologías de aplicación, principalmente por:

- Recubrimientos térmicos por “Spray”.
- Generación de películas por procesos electro-químicos.
- Generación de películas por vapores físicos.

Siendo la aplicación por “Spray” una de las más utilizadas, debido a su bajo costo de aplicación y su capacidad de generar espesores mayores en menor tiempo.

La aplicación del recubrimiento se da a través de proyectar pequeñas partículas del material calientes o fundidas, las cuales se aceleran a grandes velocidades lo cual genera un recubrimiento compacto al estrellarse con el sustrato.

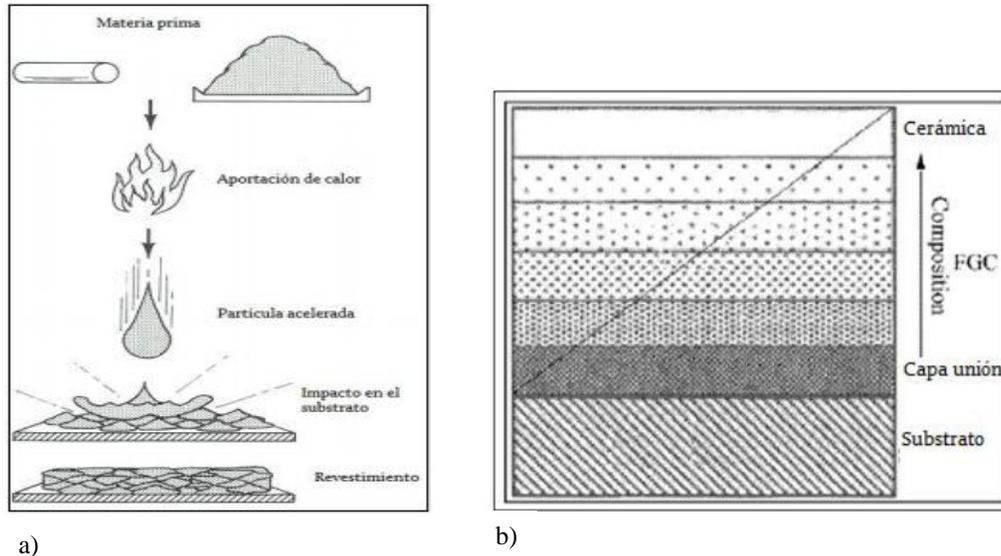


Figura 27 a) Proceso de recubrimiento por Spray térmico, b) Diagrama del sistema de capas de los recubrimientos por “Spray” térmico [10]

Los recubrimientos térmicos para cámaras de combustión utilizan materiales de baja emisividad y baja conductividad, que ayuda a reducir las temperaturas de la pared ya que reflejan gran parte de la radiación de los gases y sirven como aislante térmico a la pared metálica. Dichos recubrimientos térmicos buscan ser inertes químicamente para evitar la oxidación, también suelen diseñarse para ser resistentes ante los esfuerzos térmicos y al desgaste, y suelen tener un coeficiente de expansión térmica similar al de cuerpo metálico.

Los recubrimientos térmicos se componen principalmente de una capa de recubrimientos metálico que funja como unión entre el cuerpo metálico (sustrato) y el recubrimiento térmico y una o varias capas de recubrimiento cerámico, principalmente compuesto por zirconio estabilizado por itrio. Los espesores de las distintas capas del sistema de recubrimiento típicamente mide entre 0.4-0.5 mm, lo cual ayuda a reducir la temperatura de pared en el metal entre 80-120 K. El impacto a la temperatura de pared del combustor se puede modelar de la siguiente forma al modificar la ecuación 11:

$$R1 + C1 = R2 + C2 = K_{1-i} = K_{i-2} \quad (14)$$

Donde:

$$K_{1-i} = \left(\frac{k}{t}\right)_{TBC} (T_1 - T_i) \quad (15)$$

$$K_{i-2} = \left(\frac{k}{t}\right)_w (T_i - T_2) \quad (16)$$

El entendimiento de estas tecnologías de enfriamiento ha sido importante al estudiar los problemas de durabilidad en los componentes del combustor. Al día de hoy estoy trabajando y estudiando diversas metodologías para poder estimar las temperaturas de los componentes de la cámara de combustión y dar soluciones prácticas a los problemas que los operadores reportan.

Asignación en la Universidad de Cranfield: Curso en Combustores para Turbinas de Gas

Ya que parte de la estrategia para el desarrollo del área de diseño de combustores en GEIQ era el poder conocer el estado del arte dentro y fuera de GE, entender el diseño, la física y la tecnología detrás para su desarrollo y estudio en el mundo de los motores de turbina de gas, fui patrocinado por la empresa para atender a un curso impartido por la Universidad de Cranfield.

La Universidad de Cranfield es una de las universidades mejor posicionadas en cuanto a materias de propulsión, ya que colabora directamente con múltiples empresas en el mundo de la aeronáutica tales como GE, Rolls Royce, Siemens, GE-Alstom, etc. En este curso, los expertos de estas empresas junto con el profesorado del área de propulsión de la universidad imparten las materias las cuales forman parte de la carrera de ingeniería en propulsión.

El temario impartido en este curso fue el siguiente:

- Introducción al las consideraciones de diseño y metodologías de dimensionamiento de la cámara de combustión.
- Combustores para turbinas de Gas: Características de diseño y requerimientos termodinámicos.
- Consideraciones para el diseño de las zonas primarias, secundarias y dilución de un combustor.
- Fundamentos del proceso de Ignición.
- Pre-Difusores y su diseño.
- Eficiencia de combustión: Características de los procesos de combustión y su eficiencia.
- Diseño de combustores y su emisiones.
- Diseño de sistemas térmicos en cámaras de combustión.
- Combustión y sus características principales.
- Diseño aerodinámico de la cámara de combustión.
- Introducción a los quemadores posteriores (Afterburnes).
- Combustión para motores aeroderivados.
- Turbulencia química.
- Combustibles.
- CFD y su role en el desarrollo de tecnologías de combustión.
- Termo-acústica y diseño de atenuadores acústicos.
- Introducción al modelado de CFD para aplicaciones de combustores para motores de avión.
- Métodos de pruebas para el diseño y validación de los combustores.

Los expertos del área académica e industrial que impartieron el curso son:

- *El experto en combustión y especialista en mecánica de fluidos computacional de Siemens Canadá.*
- *El gerente de ingeniería en Combustores de General Electric*
- *El jefe del equipo de métodos en termo-fluidos y Combustión de Rolls-Royce*
- *El especialista en termo-acústica de la combustión de la Universidad de Cranfield*
- *El especialista en combustibles y procesos de combustión de la Universidad de Cranfield*
- *El profesor en jefe del área de Combustión en turbinas de gas de la universidad de Cranfield y líder del grupo – TERA for Civil Aviation*

Este curso es una de las experiencias profesionales y académicas de mayor utilidad para desempeñarme en mi posición actual, dado que complementó mi conocimiento en cuanto a fundamentos de los procesos y diseños de cámaras de combustión. Así mismo, me dio la oportunidad de impartir un curso dentro de GEIQ con el objetivo de preparar a personal del área de turbomaquinas, como de otras áreas y así para extender la marca del trabajo que desarrollo en materia de combustores dentro de la empresa.

Dueño Del Módulo de la Cámara de Combustión de los Motores de uso Comercial en Aviones tipo Regional y de Negocios denominados CF34

En Junio del 2020 fui promovido como Líder del Módulo de la Cámara de Combustión, módulo al cual nos referiremos como CDN por sus siglas en inglés “Combustor, Difusser, Nozzle”.

El Módulo de CDN, es el que se encarga de añadir energía al motor, este módulo está compuesto principalmente por la cámara de combustión, los recipientes de presión y los componentes que proveen flujos secundarios para el enfriamiento de los rotores de la turbina.

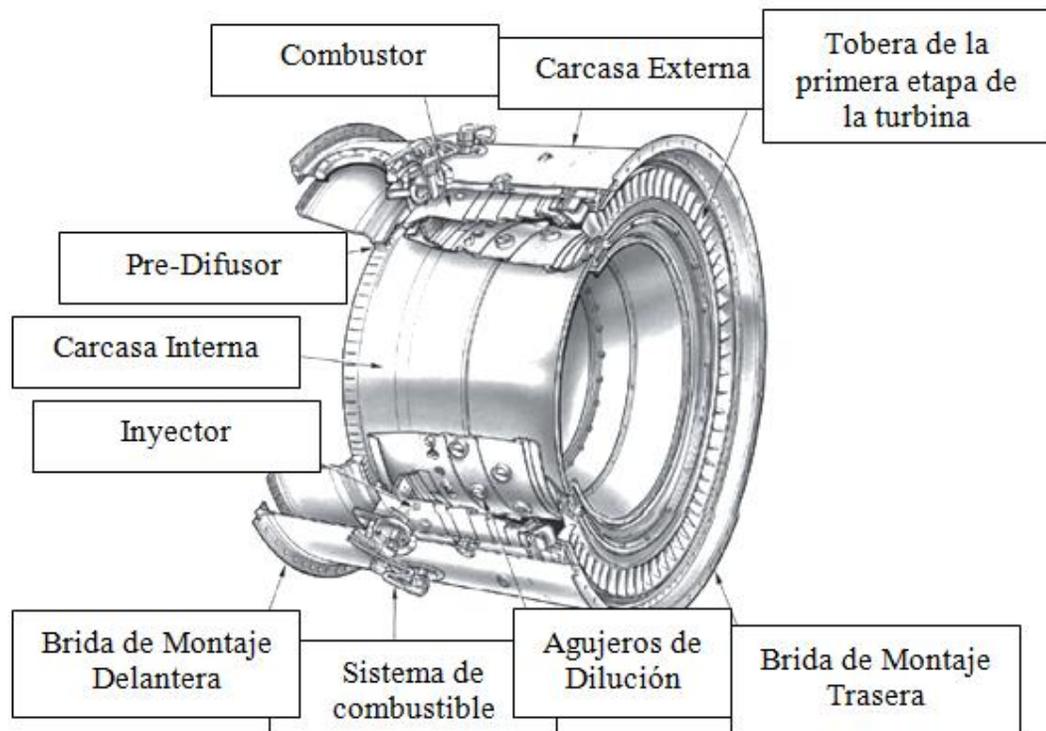


Figura 28 Módulo de la cámara de combustión [7]

Los componentes principales de este módulo son:

- **Pre-difusor de la cámara de combustión:** Dicho componente transforma el momentum rotativo que el flujo tiene a la salida del rotor en momentum axial. Además, reduce la velocidad del flujo para lograr transformar la presión dinámica en presión estática, de esta forma minimizar las pérdidas de presión por fricción y arrastre entre el flujo y los componentes de la cámara de combustión.
- **Carcasa de la cámara de combustión:** Es la estructura principal de la cámara de combustión. Dicha estructura conecta el compresor y la turbina, además de fungir como recipiente de presión donde se alcanza la máxima presión estática del motor, permitiendo la correcta distribución del flujo de trabajo, tanto para realizar el proceso de combustión, como para proveer flujos de enfriamiento a diversos componentes de la cámara de combustión y la turbina. En esta estructura se montan tanto los inyectores como las bujías para del motor. La carcasa de la cámara de combustión también se diseña para seguir desacelerando el flujo (difusor externo) y como recipiente para permitir al combustor llevar el proceso de manera eficiente y garantizar la flama a los diversos regímenes de operación del motor.
- **Difusor interno:** Conocido como la carcasa interna, esta es una estructura que sirve para continuar el proceso de transformación de presión dinámica a presión estática a lo largo de la cámara de combustión. Los difusores de la cámara son uno de los elementos más importantes del motor ya que reducen las pérdidas de presión en el fluido de trabajo y aprovechar toda la energía almacenada por el fluido resultado del trabajo del compresor. Por otro lado, evita tener que consumir una mayor cantidad de combustible para poder entregar los niveles de empuje requeridos por el motor, permitiendo así una máquina eficiente y rentable.
- **Cámara de combustión o Combustor:** En ella se lleva a cabo el proceso de transformación de energía química a térmica, a través de la quema eficiente de combustibles compuestos por hidrocarburos (combustible fósil formado por moléculas de hidrogeno y carbono). Se hablará más a detalle de este componente en los capítulos siguientes.
- **Inyectores:** Son los responsables de la entrega de combustible de manera controlada, de tal forma que los procesos de combustión se puedan llevar a cabo eficientemente y a lo largo de la operación del motor. Estos componentes están conectados al sistema de distribución de combustible, el cual también sirve como elemento de control en la mayoría de los motores de aplicación aérea.
- **Bujías:** Son las responsables del proceso de arranque y generación de la flama en el motor. Dichas bujías solo son operadas cuando se busca prender el motor y se suspenden una vez encendido y que el combustor haya alcanzado estabilizar la flama.
- **Válvulas de alivio y sellos:** Estos componentes sirven para presurizar de una manera eficiente la cámara de combustión. Controlan la presión estática dentro de la cámara para evitar una potencial falla si dicha presión excede los límites mecánicos soportados por los componentes. También sirven como pasajes de los flujos secundarios hacia el rotor de la turbina y evitan flujos parásitos hacia el rotor del compresor.

En este puesto debo cumplir con diversas tareas y responsabilidades de liderazgo adicionales a mis responsabilidades como dueño de los componentes de la cámara de combustión e inyectores. Mis tareas dentro de este nuevo puesto se pueden resumir en las siguientes:

- Soy el responsable de asegurar la salud y desempeño del módulo integrado por los subsistemas que conforman las diferentes disciplinas del producto, tales como son:
 - Ingeniería de diseño de los componentes: estructurales, cámara de combustión, inyectores, sellos, difusores y válvulas.
 - Ingeniería de diseño de la Aerodinámica y sistemas térmicos del módulo de la cámara de combustión y flujos secundarios.
 - Ingeniería de reparación de los componentes.
 - Ingeniería de soporte a la flota referente a los componentes del módulo.
 - Integración con la línea de producción y manufactureras de los diversos componentes.
 - Integración con los talleres de servicios relacionados con los componentes del módulo.
 - Integración con los representantes de los dueños de los motores en campo.
- Debo de desarrollar metodologías prácticas e innovadoras para cumplir con los objetivos del negocio, siendo esto unas de las tareas más retadoras a las que me enfrento día con día.
- Lidero y fungo como responsable sobre todas las actividades y aéreas del módulo de CDN. Este módulo está integrado por 10 ingenieros tanto del área de diseño, como de desarrollo de reparaciones, resolución de flota, análisis estructural, aerodinámico y transferencia de calor.
- Soy el responsable de resolver los problemas sin importar la complejidad, relacionados a todas las áreas de experiencia que demanda el módulo. Integrando diversos equipos multidisciplinarios para dar solución a los problemas que el módulo presenta día a día.
- Soy el responsable y dueño de las prioridades de los proyectos dentro del módulo al igual de la asignación y administración de los recursos monetarios para su ejecución.
- Reportar a nivel ejecutivo el avance de los proyectos y el impacto de estos.

Originalmente, por la relevancia de la posición, esta era llevada por GE Estados Unidos; Sin embargo, la decisión de asignarla a mí fue tomada por ellos mismos, debido a que en mi posición anterior logré demostrar tener las capacidades que describo a continuación (que además se describirán y desarrollarán en los subcapítulos siguientes):

- Dominio técnico de las diversas aéreas del modulo, tales como: Ingeniero de diseño en estructuras e ingeniero de diseño en combustión
- Liderazgo al fungir como responsable de la comunicación interna a los gerentes de la división de Motores Regionales en GEIQ, sobre los proyectos del módulo de CDN.
- Liderazgo en el desarrollo técnico de las diversas disciplinas de la cámara de combustión.

- Mentor de diversos miembros del equipo de diseño en diferentes aéreas relativas a:
 - Diseño de estructuras
 - Análisis de esfuerzos y vida de los componentes mecánicos (Vida de bajos y altos ciclos)
 - Transferencia de calor y mecánica de fluidos en los componentes de la cámara de combustión
 - Procesos de conformado y comportamiento de los materiales
- Un buen desempeño como dueño del producto, al demostrar buena comunicación con los proveedores y clientes dentro del área.

En esta posición he tendió que demostrar tanto capacidades técnicas y de profundidad teórica, como de liderazgo. Siendo uno de los puestos más completos, donde todos los días me enfrento con la necesidad de tomar de decisiones que afectan al negocio y al desempeño del producto en operación.

Para poder ejercer esta posición, he tenido que desarrollar habilidades de comunicación y toma de decisión basadas en mi conocimiento ingenieril sobre la física de los problemas al que los componentes del modulo están sometidos; teniendo que garantizar la seguridad del motor, mientras desarrollo proyectos relacionados a reducción costos de manufactura/reparación y sobre todo de solución de problemas inesperados en la flota.

5. Conclusiones

En el tiempo que he ejercido como ingeniero mecánico dentro de General Electric en el negocio de aviación, he podido complementar mi formación como ingeniero en un área poco común en México. El paso a través de la facultad de ingeniería me dotó de herramientas para desarrollarme dentro de esta área.

En mi experiencia, el plan de estudios de la carrera de ingeniería mecánica impartido por la Facultad de Ingeniería me proporcionó un amplio abanico de conocimiento, dotándome de herramientas y entendimiento sobre las distintas áreas de la mecánica. Esto lo he podido aplicar a lo largo de mis puestos como ingeniero de diseño, convirtiéndome en una referencia para la discusión técnica de los proyectos dentro de mi área de trabajo.

Para mí los bloques de ciencias básicas, termo-fluidos e ingeniería de materiales han sido de gran utilidad al momento de tener que entender temas de gran profundidad técnica. Esto lo pude apreciar al ser yo uno de los pocos ingenieros recién egresados en entender temas complejos de distintas áreas de la ingeniería mecánica; sin embargo, donde necesité mayor desarrollo fue en cuanto a materias de diseño mecánico. Basado en mi experiencia, considero que esta área de la carrera podría complementarse y enriquecerse con materias enfocadas a metodologías de diseño que utilicen las matemáticas aplicadas como fundamento, dónde se enseñe el uso de herramientas como: diseño de experimentos, diseño por métodos estocásticos y/o predictivos (por ejemplo: generación de analíticos, análisis de distribución de fallas y métodos de Montecarlo). Se debería fortalecer el uso de las matemáticas aplicadas para modelar y optimizar un diseño, enseñando a diseñar basados en la sensibilidad del sistema o producto con respecto a los parámetros clave (similar a lo enseñado en ingeniería económica o modelado de sistemas físicos); de tal forma, que el alumno aprenda el uso de las funciones de transferencia en el diseño mecánico.

Otro punto que en mi opinión pudiera mejorar el contenido del plan de estudios es la integración de materias optativas al plan de materias obligatorias. Materias como elemento finito, ingeniería de superficies, diseño de experimentos en mecánica de fluidos, mecánica de fluidos computacionales, temas selectos de radiación, entre otras, deberían de formar parte del plan de estudios obligatorio; de tal manera, que los alumnos salgan mejor preparados, evitando que sea suerte el poder tomar materias importantes para dicho desarrollo a nivel profesional. Adicionalmente, considero que en la carrera de ingeniería mecánica se deberían de impartir materias del área de calidad, ya que esto es vital cuando uno se desempeña dentro de una empresa.

Algo que pudiera ayudar a la formación de los alumnos y que contribuiría a generar un perfil de egresado con mayor valor para la industria, es inculcar el trabajo profesional desde la formación del ingeniero mecánico, a través de fomentar los proyectos de vinculación con los diferentes institutos o dentro de la misma división; dándole al trabajo realizado un carácter más profesional que académico. Gran parte de mi éxito en GE respecto a mi comunicación y desempeño dentro de la empresa, fue gracias a la experiencia adquirida en Formula SAE de UNAM MOTORSPORTS, en donde no sólo tuve que demostrar conocimiento técnico, sino también aptitudes de liderazgo y comunicación a nivel empresarial y profesional.

Para mí es un orgullo poder demostrar y aplicar el conocimiento y valores formados en la Facultad de Ingeniería de la UNAM, ya que lo aprendido a lo largo de los 4.5 años en la universidad, fueron fundamentales para llegar a donde estoy. Hoy puedo decir con orgullo que soy reconocido por los Ingenieros expertos tanto en México como en Estados Unidos como uno de los ingenieros de GEIQ con mayor profundidad técnica y conocimiento en las distintas aéreas que envuelven el diseño y desarrollo de un motor.

Poder aplicar y compartir los valores fomentados dentro de la facultad, tales como servir al país y a la sociedad, me ha permitido crecer con humildad y seguir aportando a la ingeniería dentro de México, buscando compartir mi conocimiento y demostrar la calidad de los ingenieros mexicanos ante el mundo.

El poder desempeñarme con excelencia en puestos dentro de GE que anteriormente solo se asignaban a ingenieros fuera de México, es una retribución a todo lo que la Facultad me ha enseñado y aportado.

Recuerdo mucho un discurso, que el Dr. Adrian Espinosa Bautista nos compartió durante una clase de mecánica de sólidos, en el cual Steve Jobs se dirige a los estudiantes por graduarse de la Universidad de Strafford y les habla acerca de sus puntos clave para lograr el éxito: unir los puntos, mantener el hambre por crecer y siempre ser humilde. Estos puntos han sido clave también para mí, e intento ejercerlos desde mi formación en la facultad y ahora en mi actual posición en GEIQ, tomando cualquier oportunidad o reto para seguir aprendiendo y siempre con la humildad de reconocer el valor del tiempo dedicado por las personas para compartirme o enseñarme algo. De igual modo, siempre busco devolver dicho favor al intentar compartir mi conocimientos con los demás.

Con este trabajo busco terminar una etapa la cual me tomó mucho tiempo concluir, sin embargo también puedo reconocer que este tiempo lo he aprovechado para seguir construyendo mi carrera como ingeniero mecánico egresado de la Facultad de Ingeniería de la máxima casa de estudios de México y me ha permitido demostrar la calidad de ingeniería de México.

6. Bibliografía

- [1] El-Sayed, A. F. (2017). *Aircraft Propulsion and Gas Turbine Engines* (Second ed.). CRC Press.
- [2] GE.Co. (s.f.). *GE Power*. Recuperado el 22 de Noviembre de 2020, de <https://www.ge.com/power/services/aeroderivative-gas-turbines>
- [3] CFM Aero Engines. (s.f.). *CFM Engines*. Recuperado el 22 de Noviembre de 2020, de <https://www.cfmaeroengines.com/engines/leap/>
- [4] GE Aviation. (s.f.). *GE Aviation*. Recuperado el 22 de November de 2020, de <https://www.geaviation.com/commercial/engines>
- [5] F. W. Godsey, J. (1949). *Gas Turbines For Aircrafts* (Second Edition ed.). McGraw Hill.
- [6] Treager, I. (2002). *Aircraft Gas Turbine Engine Technology* (Third Edition ed.). McGraw Hill.
- [7] Lefebvre, A. H. (2010). *Gas Turbine Combustion: Alternative Fuels and Emissions* (Third Edition ed.). CRC Press.
- [8] Cranfield University. (Junio de 2018). Gas Turbine Combustion Short Course. *Gas Turbine Combustion Lecture* .
- [9] *Flightware*. (2017). Recuperado el 30 de Noviembre de 2020, de <https://flightware.com/live/flight/SKW2985/history/20170610/2145Z/KORD/KFNT>
- [10] Creixenti, T. M. (2014). *Estudio y Análisis de los Recubrimientos de Barrera Térmica en motores Diesel*. Barcelona: Facultad de Náutica de Barcelona.
- [11] Turns, S. R. (2000). *An Introduction to Combustion: Concepts and applications* (Second Edition ed.). McGraw Hill.
- [12] Goodger, E. M. (2014). *Heat Engines and their Fuels* (First Edition ed.). LandFall Press.
- [13] Schobeiri, M. T. (2018). *Gas Turbine Design Components and System Design Integration* (First Edition ed.). Springer.
- [14] Agency, F. A. (2020). *FAA*. Recuperado el 22 de Noviembre de 2020, de <https://FAA.gov/aircraft/>