



**SIMULACIÓN DE LOS EFECTOS  
GENERADOS POR LAS ALTAS  
TEMPERATURAS EN LOS TURBOFAN  
DE LOS AVIONES.**

**Autores**

Alfredo Alejandro Peña Fuentes  
C.I: 24.443.325

Urb. Yuma II, calle N° 3. Municipio San Diego  
Teléfono: (0241) 8714240 (master) – Fax: (0241) 87123



REPÚBLICA BOLIVARIANA DE VENEZUELA  
UNIVERSIDAD JOSÉ ANTONIO PÁEZ  
FACULTAD DE INGENIERÍA  
ESCUELA DE INGENIERÍA MECÁNICA

**SIMULACIÓN DE LOS EFECTOS GENERADOS POR LAS ALTAS  
TEMPERATURAS EN LOS TURBOFAN DE LOS AVIONES.**

Trabajo de grado presentado como requisito parcial para optar al título de  
**INGENIERO MECÁNICO.**

**Autores:** Peña Fuentes Alfredo Alejandro  
C.I: 24.443.325

**Tutor:** Ing. Alicia Yáñez De Pizzella

San Diego, febrero 2020



FI-N-006-2019-3CR (IG)

Valencia, 03 de diciembre de 2019

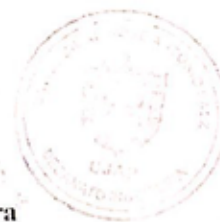
Ciudadano:  
Peña F. Alfredo A.  
24.443.325  
Presente-

Cumplo con informarle que la Comisión de Trabajo de Grado y Pasantías de la Facultad de Ingeniería en su reunión N° 02-2019 de fecha 05-09-2019 aprobó el proyecto de trabajo de grado titulado **SIMULACIÓN DE LOS EFECTOS GENERADOS POR LAS ALTAS TEMPERATURAS EN LOS TURBOFAN DE LOS AVIONES** presentado por usted (es) como requisito para optar al título de Ingeniero Mecánico.

Se ratifica la designación de la Ing. Alicia de Pizzella C.I:4.598.880 como Tutora Académica que los asesorara en el desarrollo de este proyecto.

Atentamente,

**Prof. Luis Lira**  
**Decano de la Facultad de Ingeniería**



c.c. Coordinación de Pasantías y Trabajo de Grado (1).

L/a.a.



REPÚBLICA BOLIVARIANA DE VENEZUELA  
UNIVERSIDAD JOSÉ ANTONIO PÁEZ  
FACULTAD DE INGENIERÍA  
ESCUELA DE INGENIERÍA MECÁNICA

### ACEPTACIÓN DEL TUTOR

Quien suscribe, Ingeniero Alicia Teresa Yánez De Pizzella, portadora de la cédula de identidad N° V- 4.598.880, en mi carácter de tutor del Trabajo Especial de Grado presentado por el ciudadano, Peña F. Alfredo A., portadora de la Cédula de Identidad N° V-24.443.325, titulado **SIMULACIÓN DE LOS EFECTOS GENERADOS POR ALTAS TEMPERATURASS EN LOS TURBOFAN DE LOS AVIONES**. Presentado como requisito parcial para optar al título de Ingeniero Mecánico, considero que dicho trabajo reúne los requisitos y méritos suficientes para ser sometido a la presentación pública y evaluación por parte del jurado examinador que se designe.

En San Diego, a los 27 días del mes de Febrero del año dos mil veinte.

Firma

Ing. Alicia De Pizzella

C.I.: V- 4.598.880

## **AGRADECIMIENTOS**

Ante todo, gracias a Dios por permitirme culminar la carrera y haberme permitido cosechar este logro tan importante. Así como también, el darme la salud necesaria durante el transcurso de mi carrera y así poder terminarla sin ningún contratiempo.

A todos mis profesores, que a pesar de las circunstancias con las que estamos viviendo, siguen enseñándonos con una entrega difícil de describir. Sin su entrega y dedicación sería complicado haber terminado esta carrera.

A Alicia, por aceptar ser mi tutora y ayudarme a la realización del trabajo de grado.

A mis padres, por siempre creer en mí y enseñarme que por muy difíciles que sean las circunstancias estoy en capacidad de salir de ellas. Por su paciencia y dedicación al momento de educarme, sin ellos no sería la persona que soy hoy en día. Por su apoyo durante todo momento y empujarme a siempre dar todo para ser el mejor. A mi papá, por ser el mayor ejemplo de responsabilidad y disciplina que pueda tener. A mi mamá, por darme su amor incondicional a todo momento y estar ahí para encaminarme siempre en el momento preciso.

A mis hermanas, Vivi y Vero, y mi cuñado Félix, que han servido de un gran ejemplo de constancia y superación. Por estar presentes y darme siempre consejos cuando se necesitaban. Que a pesar de la distancia seguimos siempre presentes.

A María Gracia, que me acompañó durante gran parte de la carrera y estuvo siempre conmigo apoyándome y dándome su amor.

A todos mis compañeros de clase, que durante estos casi cinco años de carrera hemos convivido y vivido experiencias que solo pasan en esta etapa universitaria. También, por dar de su ayuda cuando se necesitó

## INDICE

Contenido	Pp.
AGRADECIMIENTOS .....	v
INDICE DE FIGURAS.....	ix
INDICE DE GRÁFICOS .....	xi
NOMENCLATURA .....	xii
RESUMEN INFORMATIVO.....	xv
INTRODUCCIÓN .....	1
EL PROBLEMA .....	3
1.1 Planteamiento del problema .....	3
1.2 Formulación del problema.....	5
1.3 Objetivos de la Investigación .....	5
1.3.1 Objetivo general.....	5
1.3.2 Objetivos específicos .....	5
1.4 Justificación .....	5
1.5 Alcance.....	6
1.6 Limitaciones .....	6
MARCO TEÓRICO.....	8
2.1 Antecedentes de la investigación.....	8
2.2 Bases Teóricas.....	10
2.2.1 Temperatura .....	10
2.2.2 Termodinámica .....	10
2.2.3 Ciclo Termodinámico .....	11
2.2.4 Proceso Isentrópico .....	17
2.2.5 Combustión Interna.....	18
2.2.6 Turborreactor .....	18
2.2.7 Turbofan.....	19
2.2.8 Transferencia de Energía por Calor .....	22
2.2.9 Intercambiadores de calor .....	23

2.2.10 Número de Mach.....	24
2.2.11 Principio de Bernoulli .....	25
2.2.12 Energía cinética.....	26
2.2.13 Sistemas CAD.....	26
2.2.14 Fluido .....	26
2.2.15 Sustentación .....	27
2.2.16 Consumo Especifico de Combustible .....	28
2.2.17 Empuje .....	28
2.2.18 Leyes de los gases.....	28
2.2.19 Asociación Internacional de Transporte Aéreo (IATA) .....	29
2.2.20 Junta Nacional de Seguridad en el Transporte (NTSB).....	29
2.2.21 Administración Federal de Aviación (FAA).....	30
2.2.22 Fases durante un vuelo.....	31
2.2.23 Dinámica de Fluidos Computacional (CFD) .....	32
2.2.24 Mallado o discretización numérica .....	33
2.3 Definición de términos.....	33
<b>MARCO METODOLÓGICO.....</b>	<b>35</b>
3.1 Tipos de Investigación .....	35
3.2 Diseño de la Investigación.....	35
3.3 Nivel de la Investigación .....	36
3.4 Población y Muestra.....	36
3.5 Técnicas e Instrumentos de recolección de datos.....	37
3.6 Fases del Proyecto .....	37
<b>RESULTADOS.....</b>	<b>39</b>
4.1 Diagnóstico de la situación actual del funcionamiento de los turbofan en los aviones.....	39
4.1.1 Condiciones de trabajo presentes en el interior de un turbofan durante su funcionamiento.....	39
4.1.2 Condiciones que puedan presentarse en el exterior de un turbofan durante su funcionamiento.....	62

4.2 Investigar las condiciones de los materiales en los turbofan con los cuales estas trabajan. ....	64
4.2.1 Ventilador (Fan).....	65
4.2.2 Compresor.....	67
4.2.3 Cámara de Combustión.....	68
4.2.4 Turbina.....	69
4.2.5 Eje.....	71
4.3 Analizar las fallas que se pueden presentar en los turbofan con énfasis en las ocasionadas por las altas temperaturas para dar una solución a la misma.....	72
4.3.1 Fallas en el fan. ....	72
4.3.2 Fallas en el compresor axial.....	74
4.3.3 Fallas dentro de la cámara de combustión. ....	75
4.3.4 Fallas en la turbina. ....	78
4.3.5 Accidentes a nivel mundial. ....	80
4.4 Simulación de los efectos generados por altas temperaturas en los turbofan. ....	85
<b>CONCLUSIONES</b> .....	<b>96</b>
<b>RECOMENDACIONES</b> .....	<b>98</b>
<b>BIBLIOGRAFÍA</b> .....	<b>99</b>
<b>ANEXOS</b> .....	<b>102</b>
<b>A: REGULACIONES SEGÚN LA FAA</b> .....	<b>103</b>
<b>B: CRECIMIENTO AERONAUTICO SEGUN BOEING</b> .....	<b>108</b>
<b>C: PARÁMETROS DE FUNCIONAMIENTO DEL TURBOFAN GE90</b> .....	<b>109</b>
<b>D: REQUIRIMIENTOS DEL COMBUSTIBLE</b> .....	<b>111</b>
<b>E: TEMPERATURA DE FUNCIONAMIENTO DE LA TURBINA</b> .....	<b>112</b>
<b>F: ESTANDARES AMBIENTALES SEGUN LA ISA</b> .....	<b>113</b>

## INDICE DE FIGURAS

<b>FIGURA</b>	<b>CONTENIDO</b>	<b>pp.</b>
1	Diagrama P-V del ciclo termodinámico .....	12
2	Diagrama P-V del ciclo de Carnot .....	13
3	Diagrama T-S del ciclo Rankine .....	14
4	Diagrama P-V del ciclo Otto .....	14
5	Diagrama P-V del ciclo Diesel .....	15
6	Diagrama P-V del ciclo Brayton .....	16
7	Diagrama de un turborreactor .....	19
8	Diagrama de un turbofan .....	20
9	Turbofan de bajo índice de derivación .....	21
10	Turbofan de alto índice de derivación .....	21
11	Diagrama de transferencia de calor .....	23
12	Diagrama de un intercambiador de calor .....	23
13	Cono de Mach .....	24
14	Diagrama de Bernoulli .....	25
15	Sustentación de un avión .....	27
16	IATA .....	29
17	Inspectores de la NTSB .....	30
18	Boeing 777 despegando .....	32
19	Mallado de una pieza .....	33
20	Álabe de un GE90 .....	41
21	Tipos de flujo en un turbofan .....	42
22	Compresor axial .....	44
23	Variación de presión y velocidad en un compresor .....	45
24	Propiedades de combustible para avión .....	47
25	Cámara de combustión sencilla .....	48
26	Distribución de fluido en cámara de combustión .....	49
27	Flujo de aires en una cámara de combustión.....	50
28	Cámara de combustión anular .....	51
29	Turbina de dos ejes .....	53
30	Diseño de álabe .....	55
31	Variación de velocidad y presión en una etapa de la turbina .....	55
32	Sistema de refrigeración de un álabe .....	56
33	Tobera convergente .....	57
34	Sistema de escape de gases sencillo .....	58

35	Combinación sencilla de fluidos en tobera .....	59
36	Mezcla de fluidos en tobera .....	60
37	Parámetros de funcionamiento de Trent 1000 .....	61
38	Accidente en el Hudson .....	62
39	Variación de temperatura y presión en turbofan .....	65
40	Motor GE90-115B .....	67
41	Compresor de turbofan .....	68
42	Composición del Hastelloy X .....	69
43	Configuración de turbina .....	71
44	Eje de turbina .....	72
45	Avión rodeado de aves. ....	73
46	Falta de un álabe en el fan .....	74
47	Llamas por el sistema de escape debido al Surge.....	75
48	Accidente por Fuel Starvation .....	77
49	Turbofan Trent 800 .....	78
50	Deformación por termofluencia en álabe .....	79
51	Accidente del vuelo American Airlines 383.....	80
52	Porcentaje de accidentes aéreos según la fase.....	83
53	Estadística de accidentes fatales en EEUU del 2017.....	84
54	Boeing 737-800 operado por Qantas.....	85
55	Turbina de alta presión modelada en 3D.....	86
56	Turbina envuelta en cilindro.....	86
57	Comando eliminar solido.....	87
58	Ansys Workbench.....	87
59	Pieza en DesignModeler.....	89
60	Configuración del mallado .....	89
61	Mallado de pieza.....	90
62	Configuración a Transient análisis.....	91
63	Parámetros de entrada .....	91
64	Parámetros iniciales .....	92
65	Star Run del programa.....	93
66	Corte del plano Z.....	94
67	Turbina bajo efecto de temperatura.....	95

## INDICE DE GRÁFICOS

<b>Gráfico</b>	<b>COTENIDO</b>	<b>pp.</b>
1	Porcentaje de accidentes por año.....	80
2	Cantidad de accidentes por año.....	81
3	Fallecidos por accidentes aéreos.....	82

## NOMENCLATURA

**Símbolo**  
Q

**Descripción**

E	Radiación
$\sigma$	Constante de Stefan-Boltzmann
M	Numero de Mach
V	Volumen
$V_s$	Valor dependiente del medio físico
g	Gravedad
Z	Altura
$\rho$	Densidad del fluido
$E_c$	Energía cinética
p	Presión
$dF$	Diferencial de fuerza
$dS$	Diferencial de superficie
$\tau$	Viscosidad
$\mu$	Factor de proporcionalidad
$\frac{du}{dy}$	Cambio de la Velocidad de un Estrato del Fluido que está a la Altura y Sobre la Superficie de la Placa Inferior
L	Sustentación
$C_L$	Coefficiente de sustentación
$C_T$	Consumo específico de combustible
$m_F$	Flujo masico del combustible
T	Empuje

F      Fuerza  
A      Área  
v      Velocidad



**REPUBLICA BOLIVARIANA DE VENEZUELA**  
**UNIVERSIDAD JOSE ANTONIO PAEZ**  
**FACULTAD DE INGENIERIA**  
**ESCUELA DE INGENIERIA MECÁNICA**

**SIMULACIÓN DE LOS EFECTOS GENERADOS POR ALTAS  
TEMPERATURAS EN LOS TURBOFAN DE LOS AVIONES**

**Autores:** Alfredo Alejandro Peña Fuentes

**Tutor:** Ing. Mecánico. Alicia Yáñez

**Año:** 2020

**RESUMEN INFORMATIVO**

El presente trabajo de investigación tiene como objetivo simular los efectos generados por altas temperaturas en los turbofan de los aviones, haciendo énfasis en las fallas que estas puedan ocasionar. Para ello se tomaron las teorías de simulación, diseño y análisis termodinámico de los turbofan, y todas aquellas relacionadas al funcionamiento de los mismos en altas temperaturas, tomando como fuente principal a Rolls-Royce plc (1996). La investigación es factible, documental, descriptiva, basándose en modelos de campo previamente realizados; a través de los cuales se evaluaron y analizaron los tipos de factores que inciden en el funcionamiento de los turbofan de los aviones, considerando los diferentes elementos que componen a los mismos. Mediante técnicas y herramientas de recolección de datos secundarios, se tomaron en cuenta registros oficiales, de departamentos aeronáuticos internacionales, sobre el funcionamiento de los turbofan de los aviones a altas temperaturas, y los accidentes generados por las mismas. Por lo que se determinó la necesidad de realizar una simulación de cómo afectan las altas temperaturas, producidas por la combustión, en el buen funcionamiento de las turbinas de los turbofan. El análisis de dicha simulación puede tomarse como ejemplo de método de prevención de accidentes aéreos.

**Palabras claves:** temperatura, turbofan, fluido, cavitación, presión, combustión interna, álabes, compresión, simulación, diseño.

## INTRODUCCIÓN

El hombre a través de su historia ha creado y desarrollado ideas para el crecimiento socio-económico de las naciones, innovando constantemente para estar lo más cercano posible a la excelencia. Desde principios del siglo XX, se diseñaron los motores de aviones que realizaron los primeros vuelos exitosos, en función a ellos se fueron implementando mejoras en las aeronaves para hacerlas más eficientes y seguras, ya que, las primeras estructuras de los aviones eran pesadas y con mucha resistencia al aire, además, la necesidad de superación y avances tecnológicos en la industria aeroespacial generó que las empresas del área invirtieran más en investigaciones que les permitieran innovar.

En este mismo sentido, la turbina es el elemento principal para hacer volar un avión, por lo que es necesario que esta funcione de manera correcta. Es por ello que existen varios tipos de propulsores, entre los cuales se encuentran: turbohélices, turboventilador, turbofan, propfan, entre otros. Dependiendo de la aeronave y los requerimientos de la misma, se escoge la turbina a utilizar; por esta razón hay que tener en consideración el fin de uso del avión, ya que, este puede ser para llevar a cabo actividades militares, vuelos comerciales y privados.

Por consiguiente, uno de los principales temas que se debe tener en cuenta para el funcionamiento de un turbofan, son las temperaturas que se registran en el interior de estas, junto con las presiones necesarias que se generan para lograr el empuje imprescindible del avión.

En relación con lo antes mencionado, el objetivo de la presente investigación es simular los efectos generados por altas temperaturas en los turbofan de los aviones, presentando posibles soluciones a cualquier problema generado, y demostrando cuales son las condiciones óptimas de operación de los mismos. Esto se llevó a cabo a través de análisis paramétricos enfocados en la parte termodinámica del turbofan de los aviones.

En función a esto, el trabajo de investigación incluye el desarrollo de cuatro capítulos para dicha simulación, los cuales son: La elaboración del proyecto nos permite llevar a practica gran parte del conocimiento adquirido a través del estudio de la carrera, así como también busca incentivar y facilitar futuras investigaciones que ayuden el comprendimiento del funcionamiento termodinámico de los turbofan. El desarrollo de la simulación de las altas temperaturas en los turbofan se estructura en cuatro capítulos, los cuales son:

Capítulo I, presenta el planteamiento del problema, el objetivo general, los objetivos específicos, la justificación, limitaciones y alcance de la investigación.

Capítulo II, se le da paso al marco teórico de la investigación, donde se explican los antecedentes y las teorías, sistemas o modelos que fundamentan la misma.

Capítulo III, se establece el marco metodológico, tipo, diseño y nivel de la investigación, población, muestra, técnicas e instrumentos de recolección de datos.

Capítulo IV, contempla los resultados que se obtenidos durante el desarrollo de cada una de las fases del proyecto.

# CAPÍTULO I

## EL PROBLEMA

### 1.1 Planteamiento del problema

En el mundo, el crecimiento de las industrias, los avances tecnológicos, el funcionamiento y diseño de las máquinas, y la constante innovación de las mismas, han sido el agente de cambio de la vida moderna y sus estructuras sociales. Sin duda, la expansión del sector aeroespacial ha sido clave para el desarrollo socio-económico y cultural de las naciones, ya que, esto les ha permitido a los seres humanos ser ciudadanos del mundo.

La aviación, según Ceja (2015) “tiene sus principios en 1900 cuando los hermanos Wright lograron un vuelo que duro poco más de 12 segundos”. Esto generó un gran impacto en los ingenieros de la época, por lo que se vieron motivados a mejorar los diseños iniciales de los aviones, donde la autonomía, velocidad, capacidad de carga, facilidad de maniobra y la seguridad fueron las premisas a desarrollar. Ceja (2015) también señala que, el siguiente aspecto a mejorar, fue la relación peso-potencia, ya que, al comienzo tenían solo 1 caballo de fuerza por cada 5,4 Kilos que tenía el motor, hoy en día esa relación está por encima de 0,4 Kilos por cada caballo de fuerza.

En este mismo sentido, como primer medio impulsor se utilizaron los motores de configuración propulsora con hélices, con una manera sencilla de mover la aeronave, debido a que esta se encontraba en la parte posterior de la misma, generando el empuje necesario para su movimiento, sin embargo, este tipo de máquina fue cambiada por un motor más eficiente y seguro, como lo es el turboreactor.

Por las consideraciones anteriores, cada día los avances tecnológicos son mayores, mejorando la seguridad de los aviones para evitar cualquier tipo de accidente que pueda ocurrir por fallas en las turbinas. Según ITP Aero (2019) Rolls-Royce, Pratt & Whitney, y General Electric, son los principales fabricantes de turbinas para aviones comerciales. Hoy en día su producción se enfoca en turbinas tipo turbofan, ya que,

estas al trabajar con el ciclo Brayton son más eficientes, debido a que estos motores se ven afectados directamente en sus rendimientos por las temperaturas que puedan soportar.

En este mismo orden de ideas, se tiene que entender que el problema no es solamente evitar los accidentes que puedan ocurrir, sino también, que las aeronaves tengan un buen funcionamiento, evitando pérdidas tanto físicas como materiales para las compañías aeronáuticas. Es por ello que, Ontiveros (2010) menciona que “para asegurar el buen funcionamiento de los equipos de la aeronave, hay que realizarle constante mantenimiento a cada una de sus partes, así como también utilizar piezas de alta calidad para garantizar que la misma esté siempre en movimiento”.

Por otra parte, es fundamental mencionar que, los motores trabajan con combustión interna, entendiendo que durante este proceso existen muchas variables, como la presión, temperatura, velocidad, nivel de oxígeno, entre otras, y que no solo dependen del trabajo que esté realizando la turbina, sino del ambiente en el cual se encuentre. Según Burón (2016) “durante los vuelos las turbinas están en presencia de una cantidad de factores, tanto externos como internos, que pueden hacer que esta falle”. Los turbofan trabajan con bajas y altas presiones, así como también en su interior se encuentran funcionando a altas temperaturas, ya que, durante el proceso de combustión el aire se calienta para luego ser expulsado. Es por ello que es importante tener en cuenta todos los factores para evitar cualquier accidente, debido a que el recalentamiento también puede ocurrir, un ejemplo de ello es el caso del vuelo 1516 de United en el 2017.

De acuerdo con lo descrito anteriormente, la presente investigación está enfocada en simular los efectos generados por las altas temperaturas en los turbofan de los aviones; dónde se establezcan y analicen los parámetros de los mismos en cualquier tipo de escenario en el que se pueda encontrar el avión, desde el momento que se enciende hasta apagarse, evitando así, accidentes que puedan ocurrir por estas fallas.

## **1.2 Formulación del problema**

¿Cómo se puede prevenir las fallas generadas por altas temperaturas en las turbinas?

## **1.3 Objetivos de la Investigación**

### **1.3.1 Objetivo general**

Simulación de los efectos generados por las altas temperaturas en los turbofan de los aviones.

### **1.3.2 Objetivos específicos**

Diagnosticar la situación actual del funcionamiento de los turbofan en los aviones.

Investigar las condiciones de los materiales en los turbofan con los cuales estas trabajan.

Analizar las fallas que se pueden presentar en los turbofan con énfasis en las ocasionadas por las altas temperaturas para dar una solución a la misma.

Realizar la simulación de los efectos generados por altas temperaturas en los turbofan.

## **1.4 Justificación**

Anteriormente, las empresas aeronáuticas se enfocaban en idear el diseño indicado para los aviones, así como la selección correcta de los materiales, para que estos pudieran tener un mejor rendimiento en sus vuelos. Sin embargo, con el paso de los años, el enfoque de dichas empresas cambió, debido a las constantes innovaciones tecnológicas de las mismas, y la alta competitividad en el área.

En este sentido, con la realización de este trabajo de investigación, se busca prevenir accidentes ocasionados por las fallas generadas en los turbofan de los aviones, mejorando la confianza de las personas al momento de montarse en un avión, así como también, evitar la pérdida de vidas humanas y los daños causados a la fauna y flora silvestre, ya que, en estos percances el deterioro producido es devastador.

De esta manera, brinda valor agregado a las empresas de la industria aeroespacial, ya que, busca reducir todo tipo de contratiempo, lo que se verá reflejado en sus costos operacionales, evitando afectar a las mismas, por alguna falla presentada en las

aeronaves, garantizando así, el óptimo funcionamiento de las mismas, cumpliendo satisfactoriamente con las rutas de trabajo establecidas.

Finalmente, desde la parte académica, el presente trabajo de investigación aporta los conocimientos necesarios para servir de apoyo y bases teóricas a futuras investigaciones, dentro y fuera de la institución, relacionadas al estudio de los efectos generados por altas temperaturas en los turbofan de los aviones.

### **1.5 Alcance**

En el presente trabajo solo se busca estudiar donde están presentes las mayores temperaturas en un turbofan. Se trabaja en la simulación de la etapa de alta presión de la turbina, debido a que el tiempo disponible para realizar el estudio completo de un turbofan requerirá un periodo mas largo de tiempo y habilidades mas desarrolladas en el manejo del software. La simulación se realizará bajo parámetros máximo de operación determinados por la compañía manufacturera Rolls-Royce, usando también especificaciones de compañías como General Electric y Pratt & Whitney.

### **1.6 Limitaciones**

En toda investigación existen limitaciones que dificultan la realización de esta, las limitaciones presentes en este trabajo son las siguientes:

Falta de información respecto al diseño de los turbofan, esto se debe a que el área a la cual se está desarrollando la investigación, es la industria aeronáutica, siendo sumamente clasificada por los altos costos de fabricación de los elementos y la alta competencia en el mercado generado por las compañías existentes, volviendo muy poca la información real disponible sobre los equipos. Así mismo, al trabajar con este componente, se sabe que existen infinitas condiciones de trabajo, por lo que se hace difícil explicar y manejar todas estas variaciones que están presentes. Esto, debido a que conseguir las especificaciones de calidad y funcionamiento es sumamente difícil gracias a la poca información que se posee.

De igual manera, la escasez de parámetros y la complejidad de las fórmulas, dificulta la comprobación de la simulación a través de cálculos numéricos.

Si muy bien los informes finales de las causas y consecuencias de los accidentes aéreos son públicos, hay que hacer saber que para efectos de esta investigación solamente se pueden tomar en cuenta los accidentes causados por fallas mecánicas. Haciendo más complicada la busca de estos, ya que la mayoría de los accidentes ocurren es por fallas humanas.

Por otra parte, la capacidad técnica necesaria para darle un buen uso al software de dinámica de fluidos computacional (CDF) es elevada y superior a las capacidades que se posee. Esto debido a que no existe una materia especialidad dentro de la Universidad José Antonio Páez (UJAP) que brinde la capacitación para el uso de esta herramienta. Por consecuencia, es necesario realizar estudios y capacitaciones por vías externas con la finalidad de poder desarrollar las habilidades básicas necesarias para realizar una simulación CFD.

## **CAPÍTULO II**

### **MARCO TEÓRICO**

#### **2.1 Antecedentes de la investigación**

En este capítulo se presentan los antecedentes de investigación previos relacionados con la problemática, con la finalidad de obtener conocimientos para una óptima realización de la simulación de los efectos generados por altas temperaturas en los turbofan de los aviones; así como las teorías y leyes consideradas válidas y confiables.

Para iniciar los antecedentes bibliográficos, se encuentra la investigación realizada por Flórez A y González J (2013), titulada **“Diseño y simulación de una turbina para un motor turbojet cj 610-4”**, de la Universidad De San Buenaventura de Colombia para obtener el título de Ingeniero Aeronáutico, señalando que las turbinas son los mecanismos giratorios que extraen energía de una corriente fluida, modificando las condiciones o estado del fluido entre la entrada y salida del mecanismo. Por lo cual se reconocen diferentes tipos de turbina, axial y centrífuga, para la investigación desarrollada por los autores antes mencionados, será estudiada la turbina axial.

Por otro lado, se busca incentivar el diseño de turbinas, con el fin de ver su comportamiento y eficacia, haciendo una simulación que muestra el comportamiento real, sus ventajas y desventajas frente la industria aeronáutica. Por lo tanto, existe la necesidad de diseñar y simular una turbina para un motor turbojet que se adapte a las diferentes circunstancias que se presentan en el medio ambiente. El objetivo final del proyecto fue analítico y orientado a la interpretación, transformación y análisis de datos para alcanzar una implementación exitosa en el diseño y simulación en 3D de una turbina para un motor turbojet CJ 610-4.

El trabajo de grado anteriormente señalado muestra una gran similitud al que se está estudiando, por el hecho de que el antes planteado busca como hacer un diseño

con su respectiva simulación del motor de una turbina, observando que toma en cuenta que estas se encuentran en constante apego a altas temperaturas y que si no son consideradas el diseño fallaría fácilmente, así como también deja al descubierto cuales son los programas que utilizaron para realizar estas simulaciones.

Por otra parte, López I (2014), en su trabajo titulado “**Análisis Termodinámico de un Motor Turbofan**”, para la obtención de título de Ingeniero Aeroespacial en la Universidad Autónoma De Baja California, México; tuvo como objetivo realizar una simulación matemática de los fenómenos que se presentan en un motor turbofan durante su funcionamiento, presentar los valores teóricos de las variables involucradas en el proceso, así como también comparar los valores obtenidos en diferentes situaciones, específicas y aisladas. Durante el proyecto solo contemplan 5 temperaturas de operación y valores aleatorios para constantes que intervienen durante el transcurso de funcionamiento de un motor turbofan.

La investigación desarrollada por López tiene relación con el tema de estudio, en aspectos tales como lo es la termodinámica y como esta influye directamente en los turbofan, así como también, el tener en cuenta que durante el funcionamiento de estos las temperaturas que puedan alcanzar van a estar relacionados con el desempeño de la aeronave. Por otra parte, toma en consideración las altas presiones que se manejan en el interior de estas, y que hay que tomarlas en consideración al momento de hacer un estudio de los mismos.

Asimismo, Aragonés I (2011), en su investigación titulada “**Simulación CFD de la etapa de turbinado de un motor a reacción**”, para optar por el título de Ingeniero Aeronáutico, especialidad en Aeronavegación, España. Tuvo como objetivo el estudio del comportamiento de la turbina en un motor de reacción. Para ello, simularon una etapa de turbina en dos dimensiones utilizando técnicas CFD (Dinámica de fluidos computacional) y se analizó la validez y el sentido físico de los resultados para ver si son simulaciones representativas del comportamiento real de una turbina.

La investigación realizada por Aragonés, muestra cierta relación con el tema a desarrollar, en aspectos vitales como lo son la validez que tiene un estudio a

computadora en el funcionamiento real de una turbina. Así como también menciona y hace hincapié en la importancia de conocer y manejar los ciclos termodinámicos que se presentan en la misma, teniendo en cuenta que las temperaturas afectan directamente el funcionamiento y rendimiento de estos equipos.

## **2.2 Bases Teóricas.**

A continuación, se presentan algunos puntos relacionados con el proyecto, el cual tiene como finalidad ayudar para el aporte teórico de la investigación a realizar.

### **2.2.1 Temperatura**

En 1664 Robert Hooke propuso que el punto de congelación del agua se usara como el punto cero, siendo las mismas medidas a partir de este punto. Un tiempo más adelante Ole Roemer vio la necesidad de tener dos puntos de referencias para tener la interpolación entre ellos, así es como nace el punto de ebullición. Unos años más tarde y bajo estos principios Anders Celsius propuso la escala de 0 a 100 grados Centígrados bajo la necesidad de poder tener referencia numérica de estos dos puntos. La temperatura es una magnitud referida a la noción de calor.

### **2.2.2 Termodinámica**

Cengel y Boles expresan que se puede definir como la ciencia de la energía. La energía se puede considerar como la capacidad para causar cambios. El termino termodinámica viene de las palabras griegas "Therme" (calor) y "Dynamis" (fuerza), lo cual corresponde a lo más descriptivo de los primeros esfuerzos por convertir el calor en energía.

#### **Ley Cero de la Termodinámica**

La primera ley de la termodinámica, también conocida como ley cero de la termodinámica, establece que si dos partes de un sistema entran en contacto térmico en estos van a ocurrir cambios en sus propiedades hasta llegar a un equilibrio térmico. Para que un sistema se encuentre en equilibrio debe llegar al punto que ya no haya intercambio neto de calor entre los sistemas.

#### **Primera Ley de la Termodinámica**

En 1865, Clausius dicta que cualquier sistema físico aislado de su entorno su cantidad total de energía será siempre la misma a pesas que pueda transformarse de un tipo de energía a otra. Mejor conocida como que la energía no se puede crear ni destruir, simplemente se transforma.

### **Segunda Ley de la Termodinámica**

Sadi Carnot, uno de los pioneros de la termodinámica expreso en 1824 lo que también se conoce como la Ley de la Entropía, que dice que la cantidad de entropía en el universo siempre tiende a incrementarse en el tiempo. Establece que el cambio en la entropía será siempre igual o mayor a la transferencia de calor dividido por la temperatura del sistema. Para entender el concepto solo se necesita quemar un material y juntar las cenizas que quedaros, al pesarlas se comprueba que hay menos material que en su estado inicial, esto se debe a que parte de la materia se convirtió en gases que no se pueden recuperar ya que tienden a la dispersión y al desorden, es decir que se pierden en el proceso.

### **Tercera Ley de la Termodinámica**

Este principio plantea que, si la entropía de un sistema fuera llevado al cero absoluto, esta sería una constante definida. Es decir, que si se lleva un proceso al cero absoluto la entropía del sistema poseerá un valor mínimo constante. Este principio se ve en los refrigeradores que congelan los alimentos para detener los procesos bioquímicos que ayudan a la descomposición de estos.

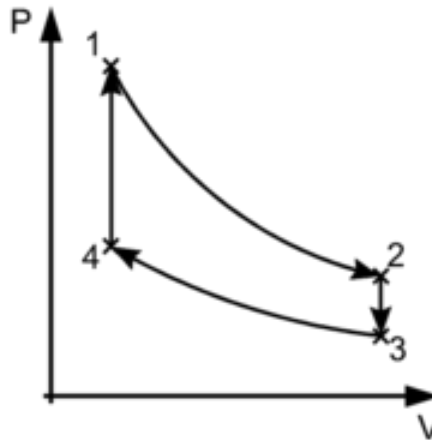
### **Entalpía**

Es la magnitud termodinámica definida como, el flujo de energía térmica en procesos químicos efectuados a presión constante, es decir, la cantidad de energía con la que un sistema intercambia con su entorno.

### **2.2.3 Ciclo Termodinámico**

Se define como todos los procesos termodinámicos que se desarrollan dentro de un sistema, pero que tras todas las transformaciones que se dan, vuelve a las condiciones iniciales de este. Por eso se le denomina ciclo, pues es un proceso que

retorna al inicio una y otra vez, es decir, que las variaciones de las magnitudes termodinámicas propias del sistema se anulan. (ver figura 1)



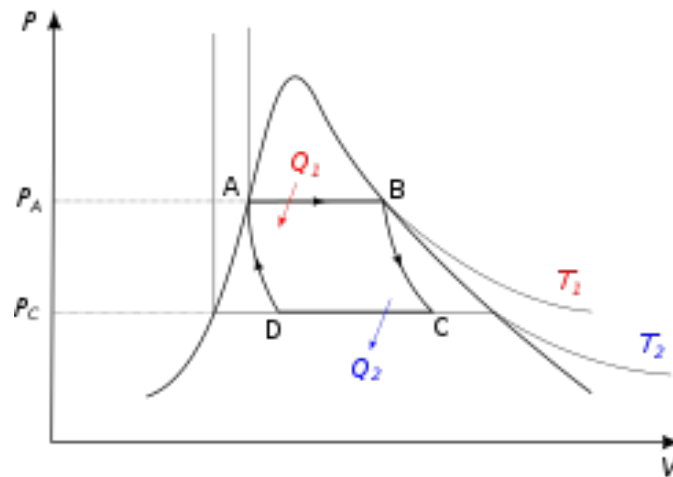
**Figura 1** Diagrama P-V del ciclo termodinámico

Fuente: Van Wylen

### Ciclo de Carnot

En 1824, Sadi Carnot para analizar el elevado rendimiento de las locomotoras plantea que cuando le damos una cantidad de calor desde una fuente de alta temperatura y le eliminamos un calor hacia otra fuente a baja temperatura, produciendo así un trabajo. Es un ciclo que funciona a través de 4 etapas, la primera etapa es la encargada de entregar calor en el aire que se encuentra en el cilindro, manteniendo la temperatura constante e igual a la de la fuente a alta temperatura, provocando esto un aumento de volumen y de presión, por lo cual, todo el calor transferido es convertido en trabajo.

Durante la etapa dos, se experimenta la expansión adiabática sin intercambio de calor con el exterior, a fin de lograr disminuir la temperatura perdiendo presión. Luego en la etapa tres se pone en contacto el sistema con la fuente de calor a baja temperatura y el gas comienza a comprimirse sin aumentar su temperatura porque va cediendo calor a la fuente fría. Por último, en la etapa cuatro se mantiene aislado térmicamente el sistema mientras se comprime, con lo cual aumenta su temperatura hasta el estado inicial. (ver figura 2)



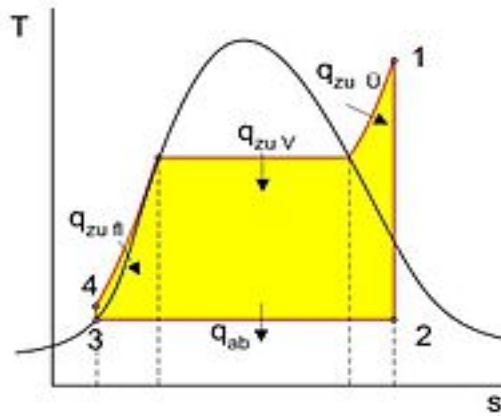
**Figura 2** Diagrama P-V del Ciclo de Carnot  
Fuente: Van Wylene

### Ciclo Rankine

Su nombre viene dado por el físico escocés William Rankine, es un ciclo que tiene como objetivo la conversión de calor en trabajo. Opera con vapor y es el utilizado en centrales termoeléctricas, consiste básicamente en calentar el agua en una caldera hasta lograr su evaporación y elevar la presión del vapor, luego este será llevado a una turbina donde produce energía cinética por la pérdida de presión. Su ciclo continuo al seguir hacia un condensador donde lo que queda de vapor pasa a estado líquido para entrar a una bomba que le subirá la presión para nuevamente poder introducirlo a la caldera. (ver figura 3)

### Ciclo Otto

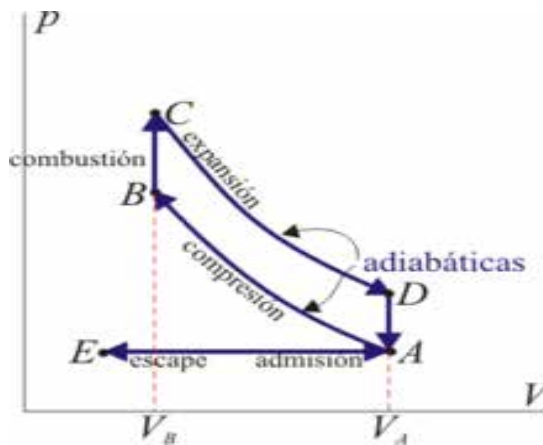
Cengel Y y Boles M en su séptima edición del libro de Termodinámica expresan que, es un ciclo ideal para máquinas reciprocantes de encendido por chispa y recibe su nombre en honor a Nikolaus Otto, quien en 1876 construyó una exitosa máquina de cuatro tiempos utilizando el ciclo propuesto por el francés Beau de Rochas en 1862. Son también conocidas como máquinas de combustión interna, el ciclo Otto ideal se compone de cuatro procesos reversibles internamente, el primero es en el cual



**Figura 3** Diagrama T-S del Ciclo Rankine  
**Fuente:** Van Wylen

existe una compresión isentrópica para luego en la segunda etapa tener una adición de calor a volumen constante, la tercera parte viene dada por una expansión isentrópica y por ultimo viene un rechazo de calor a volumen constante.

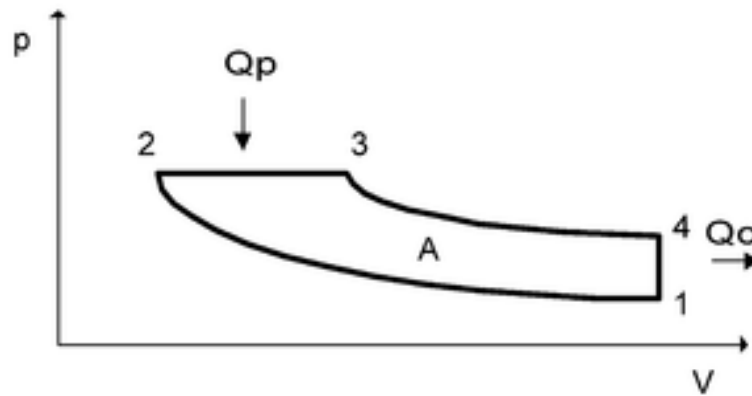
El ciclo Otto es el método más utilizado para la elaboración de motores de automóviles, como se pueden obtener máquinas de cuatro o dos tiempos permite que su uso sea bastante amplio en la industria, y a medida que las tecnologías van avanzando si muy bien los de dos tiempos son menos eficientes con los otros están logrando revertir esto y así minimizar costos para hacer de las máquinas más eficientes. (ver figura 4)



**Figura 4** Diagrama P-V del ciclo Otto  
**Fuente:** Cengel y Boles

### Ciclo Diesel

Motor de encendido por compresión, lleva su nombre por el ingeniero Alemán Rudolf Diesel. El combustible atomizado se inyecta en el cilindro a alta presión y cuando la compresión se completa hay un encendido sin necesidad de una chispa. En estos motores la bujía se sustituye por un inyector de combustible y tiene estos cuatro procesos internos, primero existe una compresión isentrópica para luego adicionar el calor a una presión constante, posteriormente hay una expansión isentrópica para por ultimo tener un rechazo de calor a volumen constante. (ver figura 5)



**Figura 5** Diagrama P-V del ciclo Diesel

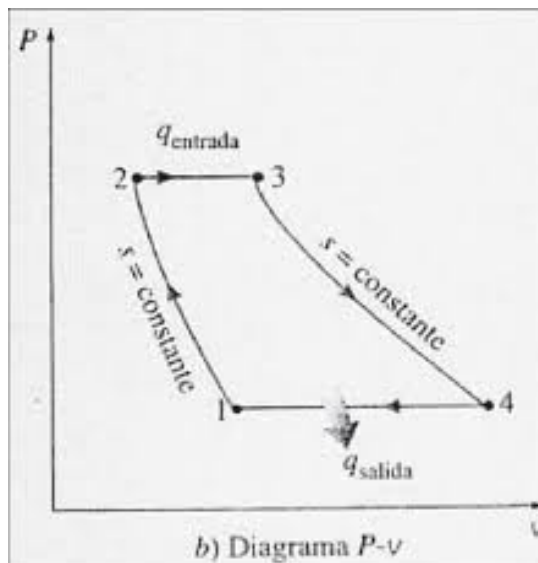
Fuente: Van Wylen

### Ciclo Brayton

Propuesto por George Brayton por primera vez para usarlo en un motor recíprocante en 1870. Hoy en día se utiliza en turbinas de gas donde los procesos de compresión y expansión suceden en maquinaria rotatoria. Este ciclo puede ser abierto o cerrado, el abierto introduce aire fresco en condiciones ambiente dentro del compresor, donde su temperatura y presión se elevan. Luego el aire de alta presión sigue hacia la cámara de combustión, donde se quema a presión constante. Los gases a altas temperaturas entran en la turbina y se expanden hasta la presión atmosférica, estos gases salen hacia afuera por ende no se recirculan y por eso se le clasifica como ciclo abierto. Por otra parte, durante el ciclo cerrado los procesos de compresión y expansión

permanecen iguales, pero el proceso de combustión se sustituye por uno de adición de calor a presión constante por una fuerza externa, mientras que el proceso de escape se reemplaza por otro de rechazo de calor a presión constante. Estos procesos están integrados por cuatro procesos internamente reversibles, uno es la compresión isentrópica, luego viene la adición de calor a presión constante para luego expandir isentrópicamente en una turbina y terminar el ciclo con un rechazo de calor a presión constante.

Las dos principales aplicaciones de este ciclo son las turbinas a gas que se emplean en la propulsión de aviones y la generación de energía eléctrica, en las aeronaves la turbina produce suficiente potencia para accionar el compresor y a un generador, los gases de escape a alta velocidad son los responsables de producir el empuje necesario para impulsar el avión. A través de los años este ciclo ha ido mejorando su eficiencia debido a los altos avances tecnológicos que han desarrollado materiales capaces de resistir altas temperaturas y a su vez han permitido aumentar la temperatura de entrada como de salida en las máquinas. (Cengel y Boles, 2009 p.511). (ver figura 6)



**Figura 6** Diagrama P-V del Ciclo Brayton  
Fuente: Cengel y Boles

Donde el ciclo Brayton viene definido por la siguiente formula:

$$Q = \quad + 0.5 C + W \quad (\text{Ec.1})$$

La eficiencia del ciclo es dada por:

$$\eta = \frac{W_t - W_c}{Q_{cc}} \quad (\text{Ec.2})$$

Donde:

$$W_c = \quad c = c_p ( T_c) \quad (\text{Ec3})$$

$$Q_{cc} = \quad_{cc} = c_p ( T_{cc}) \quad (\text{Ec.4})$$

$$W_t = \quad_t = c_p ( T_t) \quad (\text{Ec.5})$$

Se considera el ratio de compresión:

$$r = \frac{P_4}{P_1} = \frac{P_6}{P_8} \quad (\text{Ec.6})$$

Relación de temperatura:

$$\frac{T_4}{T_1} = r^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = \frac{T_6}{T_8} \quad (\text{Ec.7})$$

Entonces el rendimiento también puede ser dado por:

$$\eta = \frac{W_t - W_c}{Q_{cc}} = 1 - \left( \frac{1}{r} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad (\text{Ec.8})$$

La entalpia de estancamiento es:

$$h_0 = \quad + 0.5C^2 \quad (\text{Ec.9})$$

Si el fluido se considera un gas ideal, la temperatura de estancamiento seria:

$$h_0 = c_p T \quad (\text{Ec.10})$$

$$T_0 = T + \frac{C^2}{2c_p} \quad (\text{Ec.11})$$

Donde:

$$c_p = \gamma R (\gamma - 1) \quad (\text{Ec.12})$$

#### 2.2.4 Proceso Isentrópico

También llamado proceso isoentrópico, proviene de la palabra griega "iso" que significa igual, y la palabra entropía. Por lo que quiere decir que es aquel proceso en el que la entropía se mantiene igual, es decir, una sustancia tendrá el mismo valor de

entropía tanto al final del proceso como al inicio del mismo. Muchos sistemas como las bombas, turbinas, toberas, entre otras, son esencialmente adiabáticos en su funcionamiento y tienen mejor desempeño cuando se minimizan las irreversibilidades, como la fricción asociada al proceso. (Cengel y Boles, 2009 p.343).

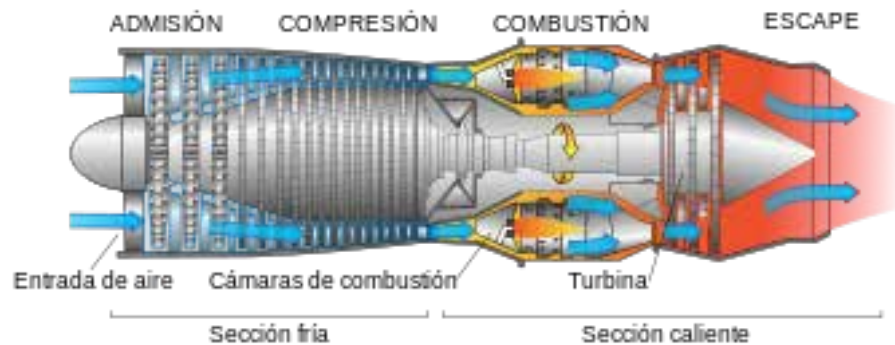
### **2.2.5 Combustión Interna**

Para obtener una combustión se necesita tener un combustible que libere la energía al quemarse, la mayoría de estos se componen principalmente de hidrogeno y carbono, alguno de estos son el carbón, la gasolina y el gas natural. La reacción química que existe durante la cual se oxida un combustible y se libera energía recibe el nombre de Combustión, el oxidante más usado es el aire por su fácil obtención. Si se desea llevar a cabo esta reacción química hay que tener en cuenta las temperaturas de ignición aproximadas serian, en el caso de la gasolina de 260 grados Centígrados. (Cengel y Boles, 2009 p.776).

### **2.2.6 Turborreactor**

Los turborreactores son uno de los tipos más antiguos de motor a reacción de uso general, el ingeniero Frank Whittle a finales de los años 1930 logro crear, describir y patentar un motor funcional. El ciclo de trabajo para este tipo de motores es el ciclo Brayton, consiste en cuatro etapas, admisión, compresión, combustión y escape. Básicamente lo que necesita es tener una entrada de aire para luego comprimirlo mediante un compresor, una cámara de combustión, una turbina de gas y una tobera para la salida del aire a altas velocidades capaz de generar la propulsión necesaria para acelerar la aeronave. (ver figura 7)

Generalmente este tipo de turbinas también es conocido como turbina de flujo axial, esto se debe a que el flujo del fluido de trabajo es paralelo al eje de rotación, esta posee unos álabes fijos que conforman el estator y una serie de álabes móviles sobre el eje rotativo que forman el rotor. Primero el fluido se acelera a través del estator para luego cuando llegue al rotor le transmite movimiento en forma de energía cinética.



**Figura 7** Diagrama de un turborreactor

**Fuente:** Aero Expo

### 2.2.7 Turbofan

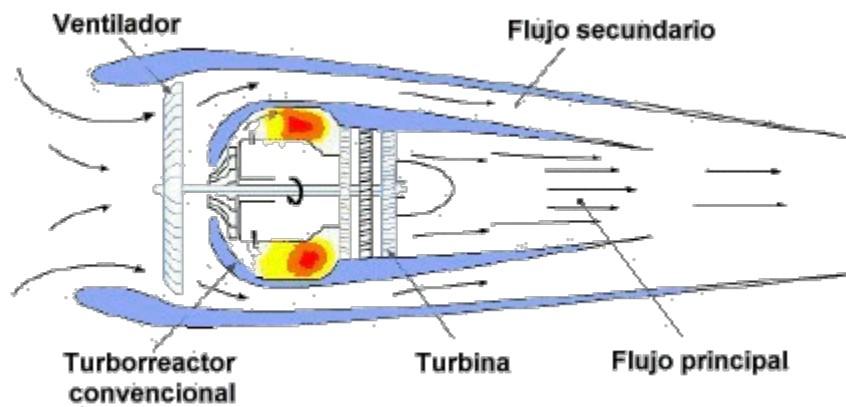
Los motores de aviación de tipo Turbofan, son una generación de motores a reacción que reemplazo a los motores Turbojet. La característica en particular que tienen estas turbinas es que disponen de un ventilador en la parte frontal del motor, el aire entrante se divide en dos caminos, aire secundario (bypass) y aire primario, siendo corriente caliente y fría respectivamente.

En el flujo primario el aire que entra al motor se somete a una compresión donde mediante un trabajo mecánico se aumenta la presión, seguido de una combustión donde se entrega energía cinética y aumentando la temperatura del gas que finalmente se expande en la turbina para transformarla en energía mecánica usándola para mover un grupo de compresores, por último, el flujo de gas termina en la tobera de salida donde se obtiene una elevación de velocidad de flujo másico perdiendo presión.

En el flujo secundario el aire no se somete a ningún proceso, este solamente es acelerado por la acción de los álabes del fan consiguiendo así un aumento en el empuje, es decir, el flujo solo será dirigido a una compresión en la periferia del fan y seguidamente se expande sin intervenir en ninguno de los procesos que intervienen en el flujo primario.

El empuje total generado por los Turbofan sería la suma del empuje generado en el flujo primario y en el secundario, entregando así una mejora en el rendimiento propulsivo. Esto da una gran ventaja ya que consumen menos combustibles,

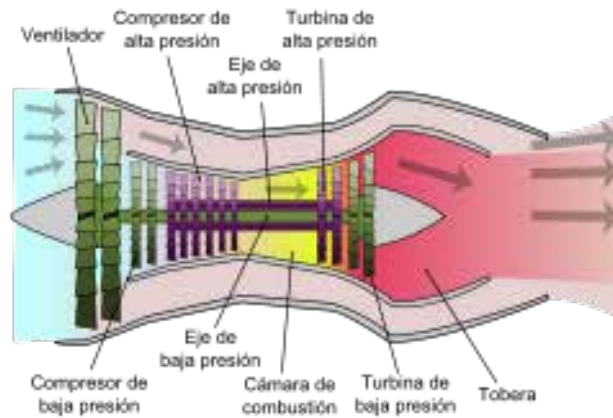
haciéndolos más económicos, producen menor contaminación y reducen el ruido ambiental. Para su funcionamiento se suele interesar mantener grados de bypass altos ya que esto disminuye el ruido, la contaminación, el consumo específico de combustible y aumenta el rendimiento. Como consideración hay que tener en cuenta que el aumento del bypass reduce el empuje específico a velocidades cercanas o superiores a las del sonido, por lo que las aeronaves militares supersónicas utilizan Turbofan de bajo bypass. (ver figura 8)



**Figura 8** Diagrama de un Turbofan  
Fuente: Aero Expo

### **Turbofan de bajo índice de derivación**

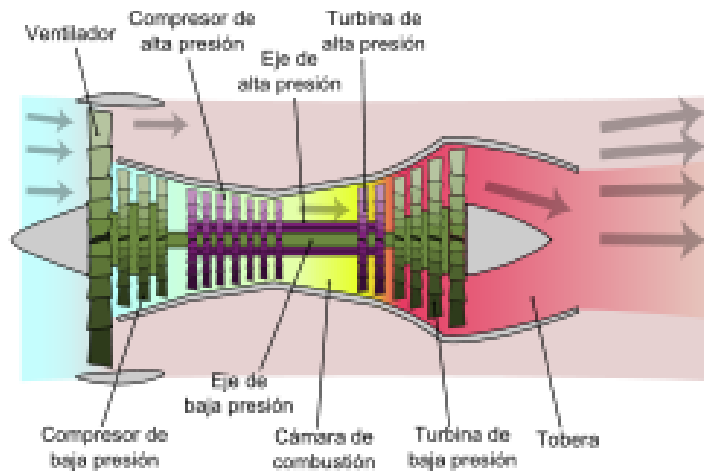
Este tipo de turbinas posee entre uno a tres ventiladores en la parte frontal para producir parte del empuje del avión. Su índice de desviación del fluido secundario (bypass) tiene un valor comprendido entre diez y sesenta por ciento del flujo primario. Diseñados para mejorar la eficacia propulsiva, reduciendo la velocidad de salida de los gases a un valor cercano a la velocidad de vuelo del avión, estas mejoras se vieron gracias a los avances tecnológicos que permitieron aumentar la calidad de los materiales usados en las turbinas para facilitar el uso de temperaturas más elevadas en la entrada de estas, resultando en un aumento de la relación total de compresión. (ver figura 9)



**Figura 9** Turbofan de bajo índice de derivación  
**Fuente:** Aero Expo

### **Turbofan de alto índice de derivación**

Con una relación de derivación alta ofrece un menor consumo de combustibles, especialmente a velocidad cero y a velocidad crucero en la mayoría de los aviones de reacción comerciales. La mayor parte del empuje proviene de un único fan situado en la parte delantera del motor y movido por un eje conectado a la última etapa de la turbina del motor. (ver figura 10)



**Figura 10** Turbofan de alto índice de derivación  
**Fuente:** Aero Expo

### 2.2.8 Transferencia de Energía por Calor

Cengel y Boles (2012, p 60), definen el calor como la forma de energía que se transfiere entre dos sistemas debido a una diferencia de temperatura. El calor se transfiere, o se transmite, de cosas con temperaturas elevadas a otras con menores temperaturas. Si varios objetos con temperaturas distintas están en contacto, por naturaleza los que estén más fríos se van a calentar, esta transferencia de calor puede ocurrir por conducción, convección y radiación. (ver figura 11)

$$q = \frac{Q}{m} \quad (\text{Ec.13})$$

La conducción es el mecanismo en la cual la transferencia ocurre a escala atómica a través de la materia por actividad molecular, es decir, por el choque de unas moléculas con otras, produciendo así un flujo de calor desde las temperaturas más altas a las más bajas. Este tipo de transferencia es de contacto, es decir tiene que existir un contacto físico entre las dos partes para que pueda haber una transferencia de calor, la conductividad térmica va relacionada con el tipo de material, siendo los metales los mejores conductores y el aire o plásticos malos conductores. Su formula viene dada por la Ley de Fourier:

$$q = \kappa T \quad (\text{Ec.14})$$

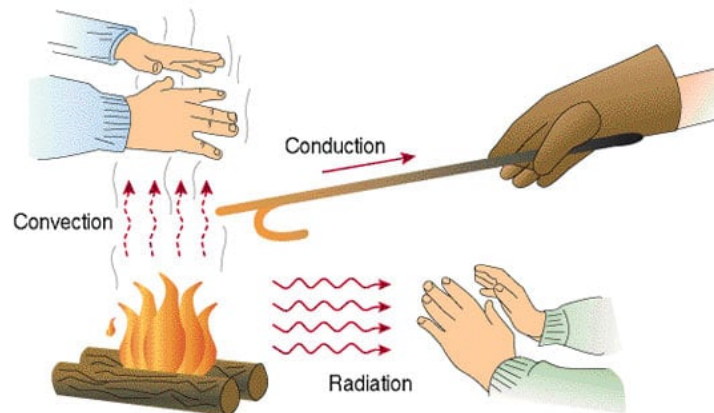
La convección se presenta por movimiento de masa o circulación dentro de una sustancia. Puede ser producido de manera natural por las diferencias de densidades de la materia, o forzado cuando es obligada a moverse de un lugar a otro, un ejemplo seria el aire impulsado por un ventilador. Este es un efecto que solo se produce en líquidos y gases donde los átomos y moléculas son libres de moverse en su medio. Expresada por la Ley de enfriamiento de Newton:

$$\frac{dQ}{dt} = A_s(T_s - T_{inf}) \quad (\text{Ec.15})$$

La radiación es energía térmica emitida por la materia que se encuentra a una temperatura dada, producida directamente de una fuente hacia afuera en todas las direcciones. Este es un medio de conducción térmica que es independiente de la materia para su propagación, esta es más efectiva en el vacío. El sol es el mejor ejemplo de la

radiación, sus ondas pueden atravesar el espacio y aun así llegar a la tierra. La Ley de Stefan-Boltzmann establece la radiación de la siguiente manera:

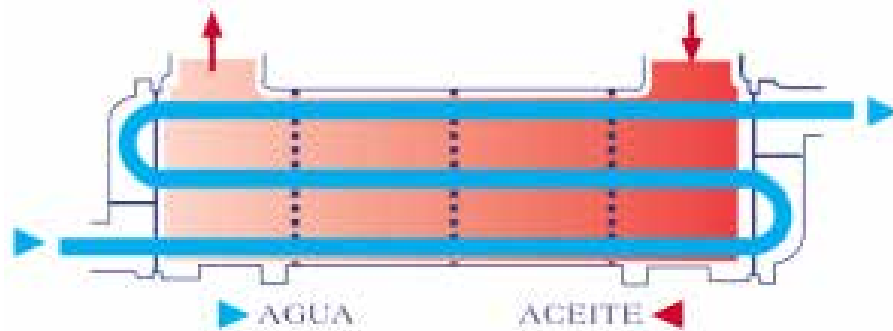
$$E = \sigma \cdot T_e^4 \quad (\text{Ec.16})$$



**Figura 11** Diagrama de Transferencia  
Fuente: Cengel y Boles

### 2.2.9 Intercambiadores de calor

Richard Seligman, persona que en 1923 se le atribuye la creación exitosa del primer intercambiador de calor, es diseñado para transferir calor entre dos fluidos, o entre la superficie de un sólido y un fluido en movimiento. Es un elemento fundamental en los sistemas de calefacción, calderas, ordenadores, producción de energía, el radiador de un vehículo, entre otros. Generalmente la transferencia de calor se produce a través de una placa metálica o tubo que facilita el intercambio entre los fluidos sin que estos se mezclen. Un claro ejemplo sería la refrigeración del aceite de motor para un vehículo, en donde el agua entra fría y se pone en contacto indirecto con el aceite para enfriarlo. (ver figura 12)



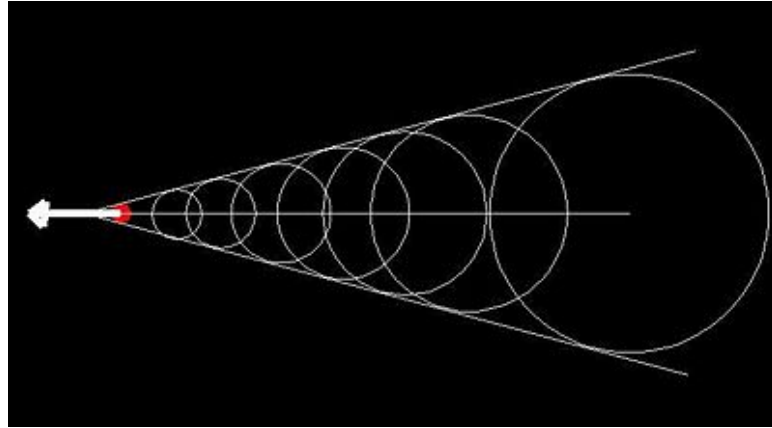
**Figura 12** Diagrama de un intercambiador de calor  
**Fuente:** Thermex

### 2.2.10 Número de Mach

Propuesto por el físico Ernst Mach a principios del siglo XX, establece que es una medida de velocidad relativa que se define como el cociente entre la velocidad de un objeto y la velocidad del sonido en el medio por el cual se mueve el mismo. Es un número adimensional y normalmente es usado para describir las velocidades en los aviones, la utilidad de este es que permite expresar la velocidad de un objeto con referencia a la velocidad del sonido y hay que tener en cuenta que esta cambia dependiendo de las condiciones atmosféricas en la que se encuentre, un ejemplo, si se encuentran a mayor altura y menor temperatura la velocidad del sonido es menor.

Su importancia reside en la relación con la compresibilidad de un gas, cuando se tiene un número de Mach menor de 0,3 se considera un fluido incompresible. También se le clasifica según la velocidad de vuelo, se dice que es Subsónico cuando Mach es menor que 0, cuando Mach se encuentra entre 0,7 y 1,2 se llama Transónico, estando entre 1,2 y 5 es Supersónico y si el número de Mach es mayor que 5 es Hipersónico. Cuando se viaja a velocidades mayor a la del sonido se produce algo llamado cono de Mach y esto se debe a que el objeto se desplaza a mayor velocidad a la cual la envolvente del sonido se mueve (ver figura 13). Su fórmula es:

$$M = \frac{v}{v_s} \quad (\text{Ec.17})$$

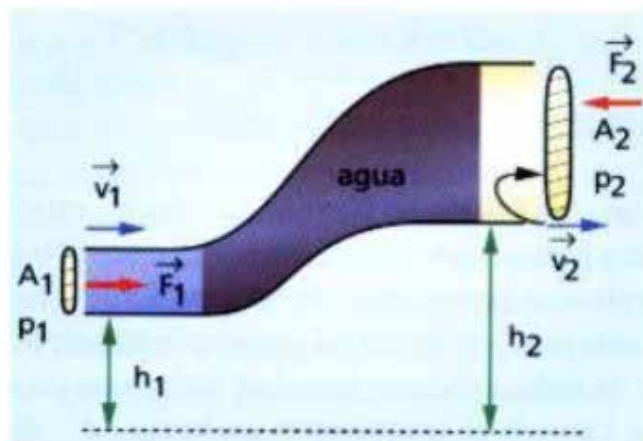


**Figura 13** Cono de Mach  
Fuente: Cengel y Boles

### 2.2.11 Principio de Bernoulli

Robert Mott (6ta edición) define al principio de Bernoulli como el comportamiento de un fluido moviéndose a lo largo de una línea de corriente, y si el fluido es ideal (sin viscosidad ni rozamiento) en régimen de circulación por un conducto cerrado, la energía que posee el fluido permanecerá constante a lo largo de su recorrido (ver figura 14). Este principio es fundamental para entender el efecto Venturi y viene dada por la siguiente formula:

$$\frac{p_1}{\rho} + \frac{v_1^2}{2} + gz_1 = \frac{p_2}{\rho} + \frac{v_2^2}{2} + gz_2 \quad (\text{Ec.18})$$



**Figura 14** Diagrama de Bernoulli  
Fuente: Robert Mott

### 2.2.12 Energía cinética

La universidad Internacional de Valencia, en el 2018 expresa que es la energía que posee un cuerpo a causa de su movimiento, tratándose de la capacidad o trabajo que permite que un objeto pasa de estar en reposo a moverse a una determinada velocidad. Gracias a la existencia de la energía cinética es que se pueden llevar a cabo cualquier tipo de sistema que tenga como principal herramienta el movimiento, normalmente se representa así:

$$E_c = \frac{mv^2}{2} \quad (\text{Ec.19})$$

### 2.2.13 Sistemas CAD

Diseño asistido por computadora por sus siglas en inglés (Computer-aided design), es una aplicación que utiliza diferentes programadores gráficos para crear una serie de imágenes en 2D y/o 3D. Herramienta comúnmente utilizada por ingenieros y arquitectos para la realización de diseños de planos y de piezas, existen un conjunto de programas como lo son el Fusion 360, Catia, SolidWorks, entre otros, capaces no solo de mostrar la pieza a realizar sino de generar una simulación la cual se efectúa introduciendo algunos parámetros con los cuales la pieza se va a encontrar sometida para mostrar como esta se ve afectada y si es capaz de soportar esas cargas.

### 2.2.14 Fluido

Se denomina fluido como a un tipo de medio continuo formado por cualquier sustancia en las cuales las partículas son capaces de desplazarse y deformarse simultáneamente. Por esto en el termino fluido se engloban las sustancias en estado líquido y gaseoso. Se describen a partir de ciertos parámetros que los identifican.

#### Densidad

La densidad depende de muchos factores, como la temperatura y la presión a la que se encuentra sujeto. En los líquidos la densidad varia muy poco dentro de amplios márgenes de presión y temperatura. Viene dada por la siguiente formula:

$$\rho = \frac{m}{V} \quad (\text{Ec.20})$$

### Presión en los fluidos

La presión sobre un fluido en reposo debe estar siempre dirigida en ángulo recto a la superficie, ya que si se le aplica una fuerza tangencial las capas del fluido se deslizarán unas sobre otras. Por esta razón, es que a los fluidos no pueden resistir a fuerzas tangenciales o esfuerzos cortantes. Se define como la magnitud de la fuerza normal por unidad de área superficial, su fórmula es:

$$p = \frac{dF}{dS} \quad (\text{Ec.21})$$

### Viscosidad

Propiedad que determina la resistencia opuesta por fuerzas cortantes. Se debe a las interacciones entre las moléculas del fluido, expuesto por Newton dándole la siguiente formula:

$$\tau = \mu \frac{du}{dy} \quad (\text{Ec.22})$$

#### 2.2.15 Sustentación

Es una fuerza generada sobre un cuerpo que se desplaza por un fluido en dirección perpendicular a este. Se considera una fuerza positiva ya que va en sentido contrario al peso del objeto (ver figura 15). Su fórmula es la siguiente:

$$L = 0.5\rho V^2 AC_L \quad (\text{Ec.23})$$



**Figura 15** Sustentación de un avión  
Fuente: Flightdemy

### 2.2.16 Consumo Especifico de Combustible

Cantidad de combustible necesaria para suministrar una determinada cantidad de potencia por unidad de tiempo, básicamente es una forma de expresar el rendimiento del motor, ya que cuando menor sea el consumo específico de combustible mejor es su rendimiento.

#### Consumo de Combustible de Empuje Especifico (TSFC)

Para comparar el rendimiento y la eficiencia de los diferentes motores, se puede dividir el flujo de masa del combustible entre el empuje producido por el motor. Este es un parámetro muy importante ya que mientras más pequeño sea el TSFC mejor es la eficiencia del motor.

$$C_T = \frac{m_F}{T} \quad (\text{Ec.24})$$

### 2.2.17 Empuje

Es una fuerza de acción y es el principio básico por el cual el avión se logra mover, este tiene sus principios gracias a la tercera ley de Newton que establece "Con toda acción ocurre siempre una reacción igual y contraria: Quiere decir que las acciones mutuas de dos cuerpos siempre son iguales y dirigidas en sentido opuesto". Su formula es la siguiente:

$$F_{12} = F_{21} \quad (\text{Ec.25})$$

En orden para calcular el empuje de un avión es necesario tener los parámetros para desarrollar la siguiente formula:

$$T = (A \cdot P) + \frac{m \cdot v_I}{g} \quad (\text{Ec.26})$$

### 2.2.18 Leyes de los gases.

#### Ley de Gay-Lussac

En 1802 el químico-físico Frances Joseph-Louis Gay-Lussac demostró que existe una relación entre la presión y la temperatura a volumen constante. Dicho esto, si aumenta la temperatura aumentara la presión, ocurriendo lo mismo en sentido contrario, estableció la siguiente formula:

$$P = k_3 T \quad (\text{Ec.27})$$

### **Ley de Charles**

El científico y matemático francés Jacques Charles, descubrió en 1787 la ley que establece lo siguiente, cuando se tiene un gas ideal a presión constante, el volumen es directamente proporcional a la temperatura. Su fórmula es:

$$V = k_2 T \quad (\text{Ec.28})$$

### **2.2.19 Asociación Internacional de Transporte Aéreo (IATA)**

Se conoce como IATA (International Air Transportation Association) fue fundada en 1945, cuando se fundo contaba solo con 57 miembros de 31 nacionalidades diferentes, hoy en día cuenta con 290 miembros de 120 diferentes nacionales, lo que nos muestra el crecimiento de la industria aérea. Su principal función es servir como intermediario entre las líneas aéreas en la promoción de servicios seguros, fiables y económicos.

Por otra parte, tienen el conocido código IATA que esta formado por grupos de tres letras que se designan a los aeropuertos alrededor del mundo, actualmente existen mas de 10.000 aeropuertos comerciales utilizando estos códigos. Como ejemplo se usa el Aeropuerto Internacional Arturo Michelena, siendo su código IATA VLN. (ver figura 16)



**Figura 16 IATA**

**Fuente:** IATA

### **2.2.20 Junta Nacional de Seguridad en el Transporte (NTSB)**

La NTSB (National Transportation Safety Board) es una organización independiente de Estados Unidos, con sede en Washington D.C. Esta se dedica a la

investigación de accidentes de aviación civil, carreteras, marinos entre otros. Si se solicita la NTSB puede colaborar con investigaciones de accidentes ocurridos en otros países.

Una de las funciones mas importantes de esta organización es la de emitir recomendaciones de seguridad, esto con la finalidad de mejorar la seguridad en el medio de transporte. En la aviación han dado recomendaciones como la implementación de tecnologías para la prevención de colisiones en el aire, así como también, los detectores de humo en los baños. La NTSB, en su portal web, posee publica las investigaciones que realiza. (ver figura 17)



**Figura 17** Inspectores de la NTSB

**Fuente:** RFI

### **2.2.21 Administración Federal de Aviación (FAA)**

La Federal Aviation Administration (FAA) es una entidad responsable de la regulación de la aviación civil en Estados Unidos. De acuerdo con Richard Keltner, en su artículo del portal web [sm4.global-aero.com](http://sm4.global-aero.com), la FAA se encarga de proporcionar el sistema aeroespacial más seguro y eficiente del mundo, así como también es la encargada de hacer cumplir las regulaciones federales de aviación.

Por otra parte, por ser un organismo de regulación también pueden verse involucrados activamente en las investigaciones de accidentes aéreos. En su página web se pueden encontrar las regulaciones, algunas de estas serían el máximo peso de despegue, máximo peso de aterrizaje, factores de seguridad, entre otros. Estos y otras regulaciones fueros sacadas de la página web y colocadas en los anexos de la investigación. (ver anexo A)

### **2.2.22 Fases durante un vuelo**

Existen distintas fases presentes en el uso de una aeronave, desde el encendido del avión hasta su parqueo. Estas serán explicadas detalladamente a continuación:

1. Estacionamiento: Aquí el avión se encuentra en su posición de parqueo asignada por un controlador aéreo.
2. Encendido del avión: Luego de realizar el embarque de pasajeros y una vez listo se espera la autorización para encender los motores.
3. Rodaje o taxi: En esta parte el avión se moviliza por las vías determinadas denominadas con las letras que van de la A-Z, instruidas por el controlador.
4. Despegue: Con la debida autorización del controlador y una vez revisadas las listas de chequeo y viendo que todo está en orden, se procede al despegue. (ver figura 18)
5. Salida y/o ascenso: Según la ruta de vuelo se toma la vía a usar para continuar con el ascenso hasta llegar a la altura establecida.
6. Crucero: Aquí el avión ya alcanzo la altura establecida y es cuando es seguro levantarse de los asientos.
7. Descenso: Se enciende la señal de abrocharse cinturones y el avión entra en descenso pasando por los puntos de referencia y aerovías.
8. Aproximación: Se comienza a acercarse al aeropuerto destino con una velocidad menor y se encienden las luces de aterrizaje.
9. Aproximación final: La aeronave se encuentra a menos de 80km de la pista, se espera la autorización para aterrizar y se baja el tren de aterrizaje.

10. Aterrizaje: El avión hace contacto con el suelo y se activan la reversa en los motores para reducir velocidad.
11. Taxi a plataforma: Se apagan las luces de aterrizaje y se encienden las de taxeo, se procede a rodar hasta la puerta de embarque.
12. Parqueo: Se posiciona en el sitio a estacionar y se procede al desembarque.



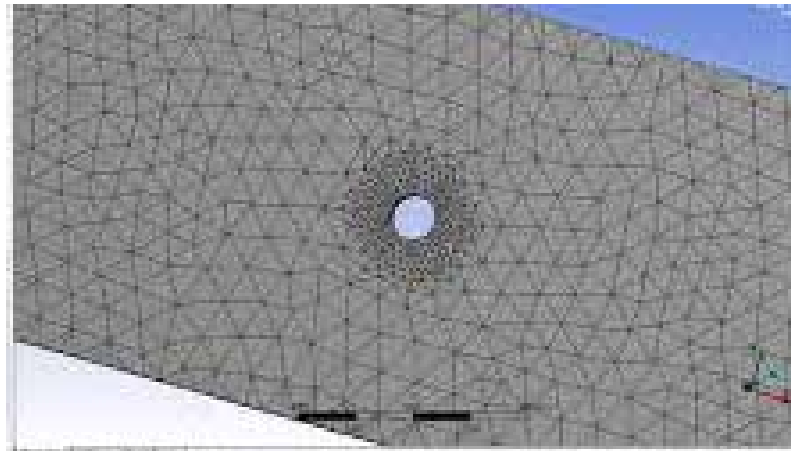
**Figura: 18** Boeing 777 despegando  
**Fuente:** Aviación nanap

### **2.2.23 Dinámica de Fluidos Computacional (CFD)**

La Computational Fluid Dynamics (CFD) es el área de conocimiento que trata la simulación numérica de flujos, fluidos, transferencia de calor y fenómenos relacionados. La incorporación del software aumenta la velocidad del cálculo y permite evaluar situaciones más complejas. Estas pruebas suelen realizarse en modelos físicos a escala como túneles de viento. Algunos de los programas que permiten usar este modelo matemático son, Ansys Workbench, OpenFOAM, Auto Desk CFD, entre otros softwares.

### 2.2.24 Mallado o discretización numérica

También conocido como Mesh (ver figura 19), es la representación discreta espacial de un medio continuo, ya sea por volúmenes o por elementos. Es el paso esencial para realizar una simulación, dependiendo de la calidad de la malla el resultado será más preciso, sin embargo, a medida que la malla se vuelve más refinada el tiempo de cálculo aumenta. Lo ideal es usar una malla razonable para el estudio a realizar.



**Figura 19** Mallado de una pieza  
Fuente Ansys Workbench

## 2.3 Definición de términos

### Mecánica de fluidos

Rama de la física comprendida dentro de la mecánica de medios continuos, estudia el movimiento de fluidos.

### Temperatura

Es una magnitud escalar relacionada con la energía interna de un sistema termodinámico, definida por el principio cero de la termodinámica.

### Presión

Magnitud que mide la proyección de la fuerza en dirección perpendicular por unidad de superficie. Fuerza ejercida por un líquido, gas o sólido sobre una superficie

### Flujo masico

Magnitud física que expresa la variación de la masa con respecto al tiempo en un área específica.

**Fatiga térmica**

Falla presente en los materiales inducida por temperaturas elevadas debido a tensiones térmicas fluctuantes.

**Compresión**

Proceso físico o mecánico que somete a un cuerpo a la acción de dos fuerzas opuestas para así disminuir su volumen.

**Expansión**

Es la acción y efecto de extenderse o dilatarse.

## **CAPÍTULO III**

### **MARCO METODOLÓGICO**

Balestrini (2006) define el marco metodológico como “El conjunto de procedimientos lógicos, tecno-operacionales implícitos en todo proceso de investigación, con el objeto de ponerlos de manifiesto y sistematizarlos; a propósito de permitir descubrir y analizar los supuestos del estudio y de reconstruir los datos, a partir de los conceptos teóricos convencionalmente operacionalizados. ”, dicho planteamiento se necesita para relacionarlo con los problemas presentados en esta investigación. (p.125)

#### **3.1 Tipos de Investigación**

El proyecto presente está basado en el tipo de investigación factible, ya que, se busca simular los efectos reales generados por las altas temperaturas en los turbofan de los aviones, para luego realizar un análisis de los resultados obtenidos.

Por su parte Arias (2012) señala “Que se trata de una propuesta de acción para resolver un problema practico o satisfacer una necesidad. Es indispensable que dicha propuesta se acompañe de una investigación, que demuestre su factibilidad o posibilidad de realización”. (p. 134)

#### **3.2 Diseño de la Investigación**

Arias (2012, p.27) define el diseño de investigación como la estrategia general que adopta el investigador para responder al problema planteado. En atención al diseño, la investigación se clasifica en: documental, de campo y experimental. Así, se entiende como un plan que permite al investigador recoger datos para solucionar el problema de la investigación a solucionar. Este proyecto es de tipo de investigación documental, donde Arias (2012, p. 27) expresa lo siguiente:

La investigación documental es un proceso basado en la búsqueda, recuperación, análisis, crítica e interpretación de datos secundarios, es decir, los obtenidos y registrados por otros investigadores en fuentes documentales: impresas, audiovisuales o electrónicas. Como en toda investigación, el propósito de este diseño es el aporte de nuevos conocimientos La recolección de datos del proyecto será de

forma secundaria ya que serán extraídos de otras investigaciones en el cual tengas información sobre las altas temperaturas generadas en las turbinas de los aviones.

### **3.3 Nivel de la Investigación**

El presente trabajo está basado en la modalidad de una investigación descriptiva, ya que en la misma se busca el registro de datos presentes en las turbinas de los aviones para un posterior análisis de las variables, e interpretación de los efectos que las altas temperaturas generan en estos.

Sabino (2010), en su investigación titulada El Proceso de la Investigación, establece que “Para la investigación descriptiva, su preocupación primordial radica en descubrir algunas características fundamentales de conjuntos homogéneos de fenómenos, utilizando criterios sistemáticos que permitan poner de manifiesto su estructura o comportamiento. De esta forma se pueden obtener las notas que caracterizan a la realidad estudiada”. (p. 51)

### **3.4 Población y Muestra**

#### **Población**

Arias (2012) expresa que la población, o en términos más precisos población objetivo, es un conjunto finito o infinito de elementos con características comunes para los cuales serán extensivas las conclusiones de la investigación. Ésta queda delimitada por el problema y por los objetivos del estudio. (p.81)

Para propósitos de esta investigación a realizar la población queda dada por el conjunto de turbinas empleadas en las aeronaves.

#### **Muestra**

Para Balestrini (2006), La muestra “Es obtenida con el fin de investigar, a partir del conocimiento de sus características particulares, las propiedades de una población” (p.138).

Como uso para la investigación a realizar, y con fin de obtener resultados más certeros, se van a considerar solamente las aeronaves que usan turbinas tipo turbofan.

### **3.5 Técnicas e Instrumentos de recolección de datos**

#### **Técnica**

En la definición dada por Tamayo (2007), expresa que una técnica de recolección de datos es la forma de expresión operativa del diseño de investigación y que especifica concretamente como se hizo la investigación (p. 126). Por otro lado, Arias (2012) expresa que, se entenderá por técnica de investigación, el procedimiento o forma particular de obtener datos o información (p.67).

Como técnica a desarrollar para la investigación en curso se utilizarán los análisis de contenido y documental para la correcta elaboración del proyecto.

#### **Instrumentos de recolección de datos**

Sabino (2010) expone que un instrumento de recolección de datos es cualquier recurso de que pueda valerse el investigador para acercarse a los fenómenos y extraer de ellos la información necesaria. Arias (2012, p 67) expresa que “Un instrumento de recolección de datos es cualquier recurso, dispositivo o formato (en papel o digital), que se utiliza para obtener, registrar o almacenar información”.

#### **La observación y sus instrumentos**

Según Arias (2012, p.69) “La observación es una técnica que consiste en visualizar o captar mediante la vista, en forma sistemática, cualquier hecho, fenómeno o situación que se produzca en la naturaleza o en la sociedad, en función de unos objetivos de investigación preestablecidos. ”

### **3.6 Fases del Proyecto**

#### **Fase I. Diagnosticar la situación actual del funcionamiento de los turbofan en los aviones.**

Durante esta fase se evalúan las condiciones en las que se encuentran las turbinas, haciendo un enfoque en las partes necesarias para el funcionamiento de estas y estimar cómo se comportan durante su funcionamiento. También se determinan cuáles son los procesos encargados del correcto funcionamiento de una turbina, esto ya sea bajo condiciones normales o condiciones en la cual la aeronave se encuentre en

situaciones extremas, como serían las generadas internamente por las altas temperaturas.

**Fase II. Investigar la situación actual del funcionamiento de los turbofan en los aviones.**

Durante esta fase se dan a conocer las características que deben tener los materiales para soportar las condiciones que están presentes en las turbinas, así como también, cuáles son estos materiales de última generación para lograr el mejor funcionamiento de los mismos.

**Fase III. Analizar las fallas que se pueden presentar en los turbofan con énfasis en las ocasionadas por las altas temperaturas para dar una solución a la misma.**

Luego de determinar las condiciones de trabajo que se pueden presentar en una turbina, y considerando las limitaciones que tienen los materiales que la componen, se analizan las fallas que se puedan generar. Extrayéndose las generadas por las altas temperaturas, para determinar, cómo estas afectan el rendimiento de la máquina, así como también pueden afectar la integridad de la aeronave poniendo en riesgo a esta y todas las personas que se encuentren en ella.

**Fase IV. Realizar la simulación de los efectos generados por altas temperaturas en los turbofan.**

Durante la última fase del proyecto de investigación, ya habiendo recopilado todos los datos necesarios, se realiza la simulación de los efectos generados por las altas temperaturas en un turbofan, específicamente en la turbina del mismo. Esta se lleva a cabo con la utilización de técnicas de CFD siendo sus siglas en inglés Computational Fluid Dynamics (Dinámica de Fluidos Computacional). Seleccionando el programa adecuado que cuente con esta herramienta, para ello se utiliza AutoDesk Flow Design, ANSYS Workbench y SimScale Workbench.

## **CAPÍTULO IV**

### **RESULTADOS**

En el presente capítulo, se efectúa el desarrollo de las fases metodológicas mencionadas en el capítulo III de la presente investigación, de esta forma, se cumplen los objetivos relacionados con la simulación de los efectos generados por las altas temperaturas en los turbofan de los aviones, mediante la utilización de softwares especializados mencionados anteriormente en la investigación.

#### **4.1 Diagnóstico de la situación actual del funcionamiento de los turbofan en los aviones.**

Según Boeing, para el año 2036 esperan tener casi el doble de aeronaves activas que hoy en día (ver anexo B) Por otra parte, debido a que los turbofan trabajan en múltiples condiciones específicas, se deben expresar de manera clara, concisa y por separado cada una de las variables que intervienen en el funcionamiento de la misma. De esta manera, se presentan a continuación un conjunto de situaciones que deben ser tomadas en cuenta para lograr un buen funcionamiento del motor. Por otra parte, según la FAA el factor de seguridad de un avión debe ser superior a 1.5 (ver anexo A)

##### **4.1.1 Condiciones de trabajo presentes en el interior de un turbofan durante su funcionamiento.**

Durante esta etapa de la investigación, se procede a desglosar de la manera más específica posible cada una de las etapas por las cuales pasa el fluido dentro de un turbofan y las características que este presenta. Así como también, detallando sus condiciones de trabajo y demostrando a través de fórmulas el proceso que se lleva a cabo para lograr el empuje de la aeronave. Para lograr esto, se separarán las etapas de la siguiente manera:

Primero se habla de la entrada del aire, pasando por el ventilador, su derivación, para luego terminar con la compresión de este.

Luego se procede a detallar la etapa de la combustión.

Por consecuencia, la entrega de energía a la turbina y su distribución

Por último, la tobera, el sistema de escape y el empuje generado para lograr la movilidad del avión durante su despegue, vuelo y aterrizaje.

#### **4.1.1.1 Entrada de Aire**

Esta es la primera etapa para lograr el funcionamiento del turbofan, el aire que incide en la entrada del motor generando un flujo másico, a través del conducto de admisión, que, su principal función es alimentar el motor con la cantidad de aire que se necesite, por su forma aerodinámica este es conocido como difusor. En esta sección hay que tomar en consideración la divergencia, ya que, si esta es demasiado brusca puede ocasionar interrupciones de la corriente de aire; 8 grados es el ángulo de divergencia máximo para no generar esas pérdidas.

Luego de pasar por el difusor, se encuentran los ventiladores o fanes, que tienen como función principal presurizar y acelerar el aire que entra en la tobera para producir un empuje de la manera óptima, así como también, generar el aire necesario al núcleo e incrementar la presión. Es por esto, que, a los ventiladores también pudiera llamársele primer compresor. Los fanes tienen que ser muy bien diseñados, ya que, este es el que se va a encontrar directamente con las condiciones externas, que van desde lluvias, granizo, impacto de aves, e incluso el desprendimiento de un álabe.

En este mismo sentido, los álabes son los principales componentes de este sistema, son diseñados con una increíble capacidad aerodinámica para reducir la cantidad de unidades que se tienen que poner en el mismo. A su vez, son capaces de arrastrar una mayor cantidad de masa de aire; es por ello que resisten las diferentes fuerzas que están presentes en el mismo, las fuerzas van desde casi nulas en la raíz hasta transónica en la punta. Por ejemplo, un GE90 tiene un diseño único y una increíble cantidad de solo 18 álabes (ver figura 20).

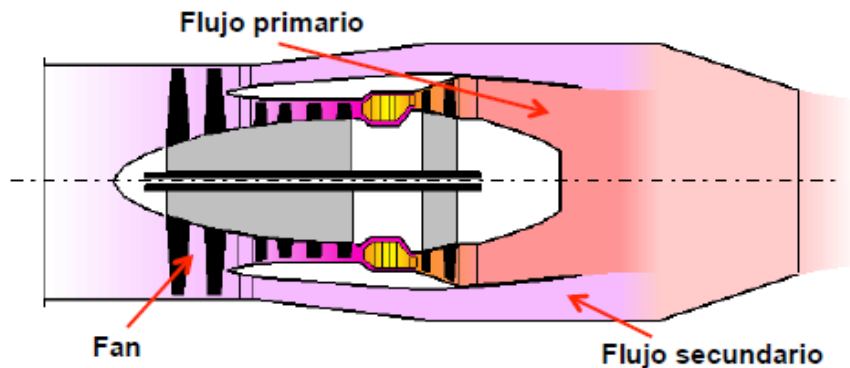
Asimismo, aunque se desee incrementar el tamaño del diámetro de los álabes para así mejorar la cantidad de masa de aire que ingresa se tiene que tener en consideración el peso de los mismos, ya que, si aumentan se va a ver reflejado negativamente en la eficiencia del motor. Increíblemente se usan materiales de última generación en conjunto con los diseños para evitar el aumento del peso del motor y

hacerlo cada vez más liviano, teniendo en cuenta que esta sección es una de las más pesadas del turbofan.



**Figura 20** álabe de un GE90  
Fuente General Electric

Por otra parte, para poner en funcionamiento los fanes, se requiere usar parte del trabajo generado por la turbina, y es por esto por lo que son movidos por un eje que viene desde esta misma, ya sea la de baja o alta presión. A su vez, el fan también se encarga de generar dos tipos de flujos (ver figura 21). El primario, que es el que va a entrar al compresor para luego pasar por la cámara de combustión y terminar en la turbina. Y el secundario, que no pasa por las etapas de compresión ni combustión, sino que, solamente es acelerado por los movimientos de los álabes del fan, generando así un aumento de su velocidad para luego salir por la tobera y generar un mejor empuje.



**Figura 21** Tipos de flujo en un turbofan  
Fuente: López

En esta etapa, se encuentra el parámetro más significativo para los turbofan, que es el índice de bypass o BPR (Por sus siglas en inglés, ByPass Ratio) que es la proporción entre la masa de flujo primario y la del flujo secundario. Este parámetro, básicamente, viene dado por los diseñadores (ver anexo C), un ejemplo sería el GE90 de General Electric que tiene un BPR de 9:1, esto lo que quiere decir es que por cada 10kG de aire que entren, 9kG pasaran a ser parte del flujo secundario y 1kG sería del flujo primario encargado de entrar al motor y pasar por todo su proceso de compresión y expansión.

Otro factor importante que se impone, es el BPR, que es el ruido que generan las aeronaves, a mayor índice menos ruido y a menor índice mayor será el ruido. Esto se debe a que la salida del aire por la tobera es menor. Sin embargo, no quiere decir que a menor velocidad de salida tendremos un menor empuje, de hecho, todo se debe a que en el exterior las condiciones del aire son normales y, cuando este proveniente del turbofan, sale a alta presión, temperatura y velocidades, generando una clase de turbulencia, lo que ocasiona el sonido característico de los aviones

Es por ello que, existen dos tipos de BPR, los de baja derivación y los de alta derivación. Los de baja derivación tienen un índice entre 0.2 y 2, estos fueron los primeros en salir en la aviación antes que salieran los de alto ByPass. Tienen una fuerza de empuje de 50 a 130kN, un número de Mach óptimo entre 1 y 3, un consumo específico del empuje del combustible o TSFC (por sus siglas en inglés, Thrust Specific

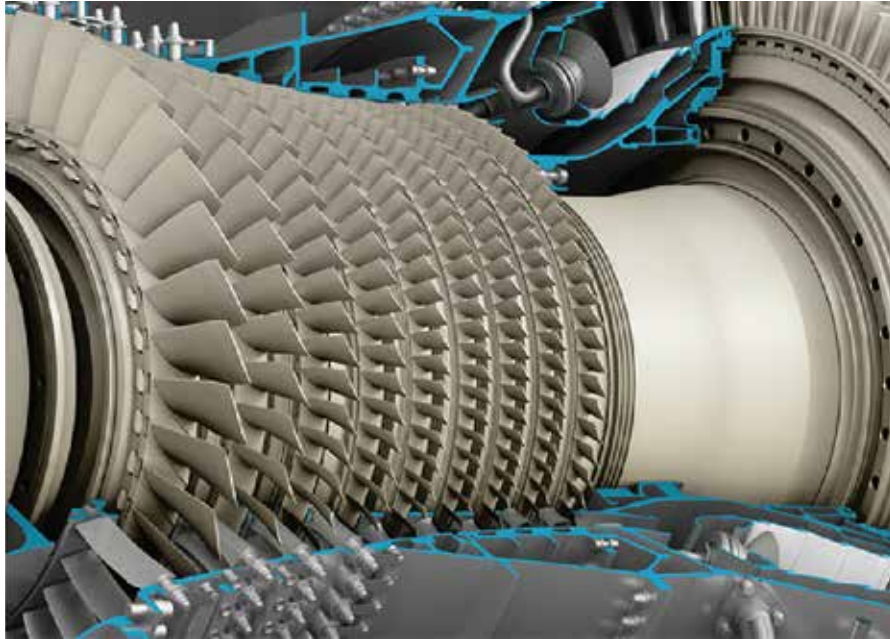
Fuel Consumption) de 15 a 25 g/kN.s. Actualmente estos se utilizan en aviones militares supersónicos capaces de alcanzar hasta Mach 3.

Asimismo, los de alto BPR, se caracterizan por tener un índice mucho mayor al anterior. Los turbofan GE90 tienen un índice de Bypass de 9:1, generándole un mayor empuje que es cercano a los 500kN (ver anexo C), una velocidad óptima de 0.7 a 0.9 Mach con un TSFC de 20 a 50 g/kN.s. Es relevante mencionar que, casi el 80% del empuje total viene dado del fan y el solo el otro 20% por la tobera del núcleo. Para lograr esto, los turbofan se diseñan, preferiblemente, con 3 ejes, ya que, el fan de la entrada tiene que girar a una velocidad menor a la de la compresión de alta presión.

En este mismo sentido, es importante destacar que, el aire que pasa por las secciones de flujo secundario se encarga de refrigerar el núcleo y partes que se encuentran sometidas a altas temperaturas. En cambio, todo el flujo primario es el encargado de pasar por el compresor, la cámara de combustión, tobera para terminar siendo expulsado a alta temperatura y velocidad.

Por otra parte, en el orden para conseguir todo el trabajo necesario, la primera etapa consiste en comprimir el aire que entra, para que luego de atravesar los ventiladores, el flujo primario pasa por un compresor, este es de tipo axial. Es por ello que, los compresores de tipo axial tienen como función aumentar la presión del aire entrante de forma continua y en paralelo al eje de rotación (esto es lo que le da el nombre de compresor axial). Estos están compuestos por su respectivo rotor y su estator.

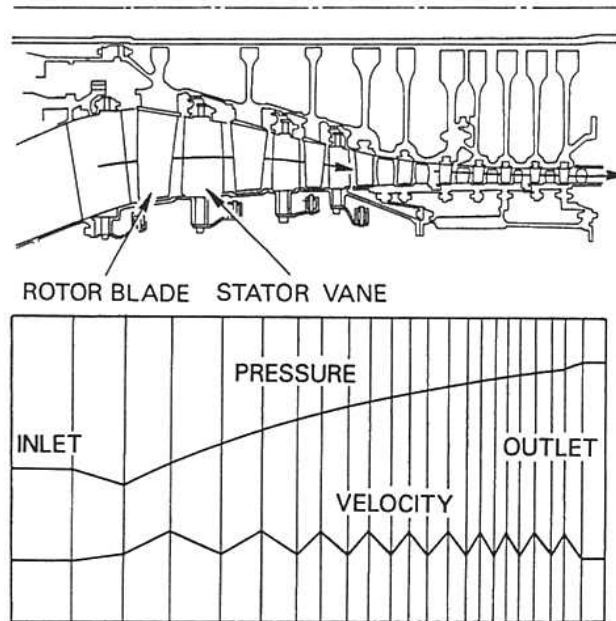
Así pues, el rotor (ver figura 22) y estator están acoplados con una serie de álabes. El rotor es el encargado de girar para generar el arrastre necesario y comprimir el aire, estando acoplado al eje accionado por la turbina. Mientras tanto, el estator se encuentra quieto y acoplado a la carcasa del compresor. Cada par de estos forman lo que se conoce como una etapa de compresión; mientras más etapas se tengan mayor es la compresión del fluido.



**Figura 22** Compresor axial  
**Fuente:** General Electric

Es importante tener en cuenta, que a medida que se avanza en las etapas es necesario variar el ángulo de los álabes del estator para así permitir que el compresor trabaje a menores velocidades de las diseñadas de una manera efectiva. Cabe acotar que la última fila del estator es diferente a las demás, esto se debe a que en esta sección los álabes cambian un poco su inclinación para evitar que el aire que ingrese a la cámara de combustión se encuentre turbulento, haciendo así que se mueva con un flujo uniforme y axial hasta este.

Dadas las condiciones antes expuestas, cuando se comprime el aire existe una variación de velocidades, presiones y temperaturas en el compresor (ver figura 23). Luego de que el fluido entra, este se va comprimiendo etapa por etapa, aumentando así, su presión y por consecuencia de esta su temperatura. Sin embargo, al momento de diseñar un compresor de múltiples etapas es muy importante tener la capacidad de mantener las velocidades lo más constantes posibles para minimizar las pérdidas teniendo como resultado mayor eficiencia, que, a su vez, reduce el consumo de combustible.



**Figura 23** variación de presión y velocidad en un compresor  
Fuente: Rolls-Royce

En cada etapa, el total de la relación de presión entre la entrada del fluido y la salida es considerablemente pequeña, siendo esta no mayor a 1:2. La razón por la que se tiene solamente un pequeño aumento de la presión es que el ángulo de deflexión de los álabes debe ser limitado para evitar pérdidas por fuga de aire. Aunque su relación es baja, cada etapa aumenta su presión con relación a la que la precede, lo que quiere decir que, aunque la primera etapa solo aumente de 0.2 a 0.3 Bar en un compresor de 13:1 de relación en la etapa final la presión será de 6 Bares.

Es por ello que, los compresores de los turbofan funcionan, principalmente, gracias al trabajo generado por las turbinas. Actualmente, en su mayoría, según explica Rolls-Royce en su libro *The Jet Engine* se utilizan turbofan con 3 ejes, teniendo así cada parte del compresor, ya sea el de baja o el de alta presión, y un eje diferente a velocidades necesarias para su correcto funcionamiento. En el caso del GE90-115B consiste en dos compresores, primero el compresor de baja presión que viene dado por 4 etapas y luego las 10 etapas del compresor de alta presión.

#### **4.1.1.2 Proceso de combustión**

Se entiende por combustión, proceso mediante el cual se produce la quema de cualquier sustancia, esta puede ser gaseosa, líquida o sólida. Mientras este ocurre, el combustible se oxida y desprende una cantidad de calor, lo que la hace una reacción altamente exotérmica. Por eso se refiere a cualquier reacción química que se establecen entre cualquier compuesto y el oxígeno, es una reacción que se lleva a cabo rápidamente. Para lograr esto se tiene que hablar de la ignición, que es el valor de temperatura que debe presentar el sistema fisicoquímico para poder obtener la combustión, tienen el punto de ignición se puede alcanzar la temperatura de inflamación que se puede activar por la energía de una chispa.

En este mismo orden de ideas, para producir una combustión, se necesita el combustible, que es el material que arde, el comburente, que es el oxígeno y la temperatura de inflamación. Los hidrocarburos son elementos que entran en combustión fácilmente y es por esto por lo que se usa como combustible en los turbofan. Existen varios tipos de combustibles usados en los aviones comerciales, se les conoce como Jet Fuel. La compañía América Chevron, señala que algunos de estos combustibles, pueden ser el Jet A y el Jet A-1, estos poseen un Octanaje de 105 con características especiales como lo son su punto de congelación de  $-53^{\circ}\text{C}$  para el A-1 con un punto de inflamabilidad superior a los  $38^{\circ}\text{C}$ , teniendo una energía específica de  $43,02 \text{ MJ/kg}$ . (ver figura 24)

Por otra parte, se puede observar el anexo D, en el cual se aprecian las características mínimas que debe poseer el combustible para que fluya y funcione correctamente.

Selected Specification Properties of Jet Fuels

Fuel	Jet A	Jet A-1	TS-1	Jet B
Specification	ASTM D 1655	DEF STAN 91-91	GOST 10227	CGSB-3.22
Acidity, mg KOH/g	0.10	0.015	0.7 (mg KOH/100ml)	0.10
Aromatics, % vol, max	25	25.0	22 (% mass)	25.0
Sulfur, mass%	0.30	0.30	0.25	0.40
Sulfur, mercaptan, mass%	0.003	0.003	0.005	0.003
Distillation, °C:				
Initial boiling point	—	Report	150	Report
10% recovered, max	205	205	165	Report
50% recovered, max	Report	Report	195	min 125; max 190
90% recovered, max	Report	Report	230	Report
End point	300	300	250	270
Vapor pressure, kPa, max	—	—	—	21
Flash point, °C, min	38	38	28	—
Density, 15°C, kg/m <sup>3</sup>	775–840	775–840	min 774@20°C	750–801
Freezing Point, °C, max	–40	–47.0	–50 (Chilling point)	–51
Viscosity, –20°C, mm <sup>2</sup> /sec, max	8	8.0	8.0 @ –40°C	—
Net Heat of combustion, MJ/kg, min	42.8	42.8	42.9	42.8
Smoke point, mm, min	18	19.0	25	20
Naphthalenes, vol%, max	3.0	3.00	—	3.0
Copper corrosion, 2 hr @ 100°C, max rating	No. 1	No. 1	Pass (3 hr @ 100°C)	No. 1
Thermal stability				
Filter pressure drop, mm Hg, max	25	25	—	25
Visual tube rating, max	<3	<3	—	<3
Static test 4 hr @ 150°C, mg/100 ml, max	—	—	18	—
Existent gum, mg/100 ml, max	7	7	5	—

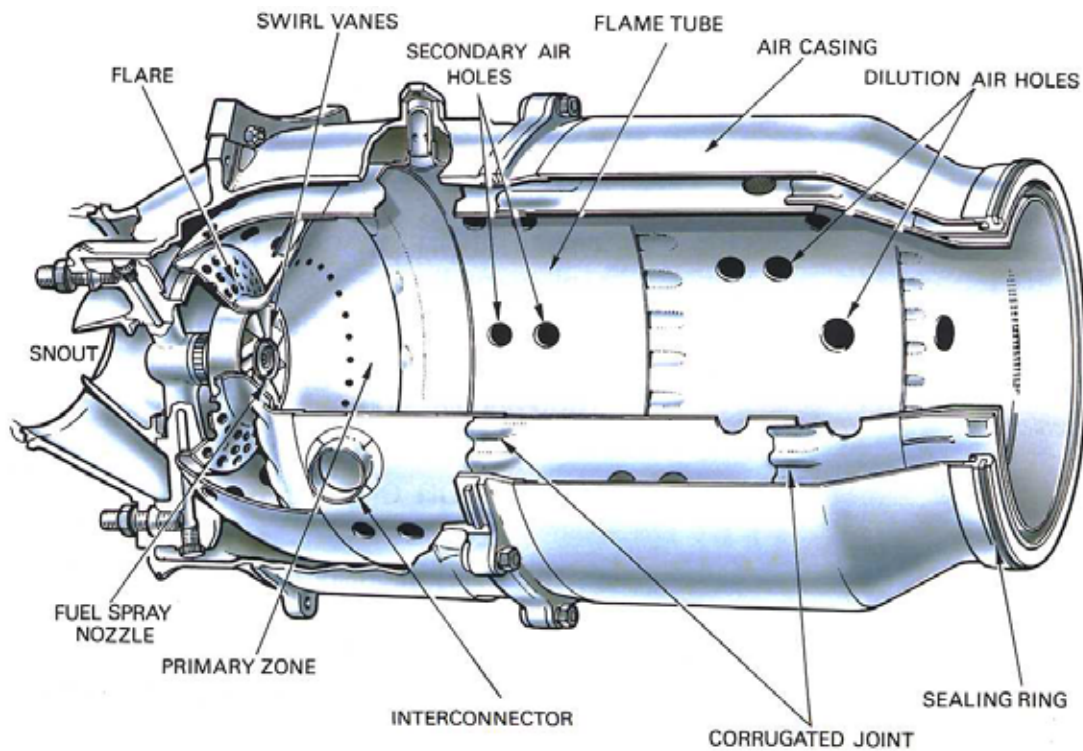
**Figura 24** Propiedades de combustible para avión

Fuente: Chevron

A su vez, la cámara de combustión tiene como misión transformar esa energía química del combustible en calor, generando así un cambio a energía química a mecánica a través de la turbina, esto se logra elevando la temperatura y el volumen específico del flujo de aire que proviene del compresor, es muy importante mantener lo más cercano posible a constante la presión y la velocidad del flujo. Algo importante que se intenta lograr es un gradiente de temperatura homogéneo para evitar la formación de temperaturas muy elevadas a la entrada de la turbina, así como también, tener la menor cantidad de pérdidas de presión y lograr conseguir una alta eficiencia en la combustión.

Generando que, la cantidad de combustible añadido a la cámara de combustión (ver figura 25) dependerá de la temperatura a la que se desee llegar, estando limitada por los materiales que están hechos la turbina, teniendo una capacidad entre 850°C a 1700°C (ver anexo E). Como el aire viene de la etapa de compresión, ya se encuentra a

temperaturas que van entre los 200°C y 550°C, necesitando así un aumento de temperatura generado por la cámara de combustión que oscila entre los 650°C y 1150°C. Esta debe tener la capacidad de mantenerse estable con un consumo de combustible eficiente, ya que, durante el vuelo el avión opera bajo condiciones diferentes y en ocasiones la turbina varía la cantidad de energía necesaria para generar el empuje que necesite la aeronave. Un detalle importante por lo cual se considera un factor vital la eficiencia de la combustión es la contaminación atmosférica, debido a la creciente demanda de aviones comerciales se tiene que buscar la menor emanación de estos gases causantes de efecto invernadero.

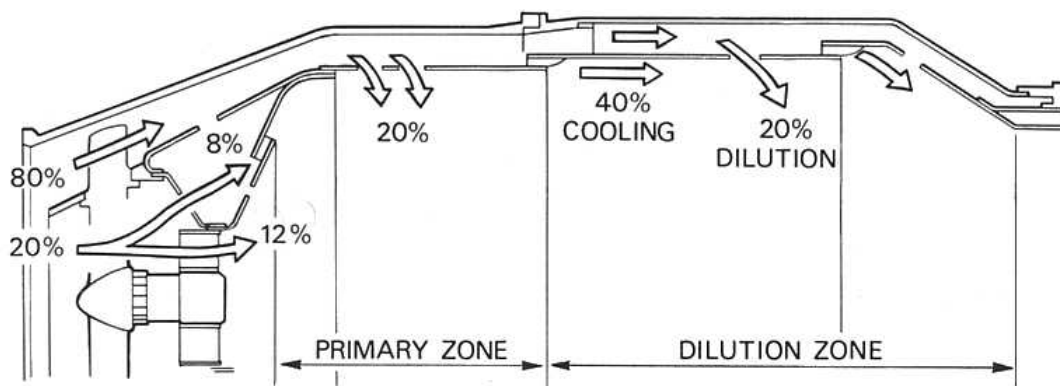


**Figura 25** cámara de combustión sencilla

**Fuente:** Rolls-Royce

Por otra parte, el aire proveniente del compresor de alta presión se encuentra a velocidades que pueden superar los 550 km/h, esto son velocidades extremadamente

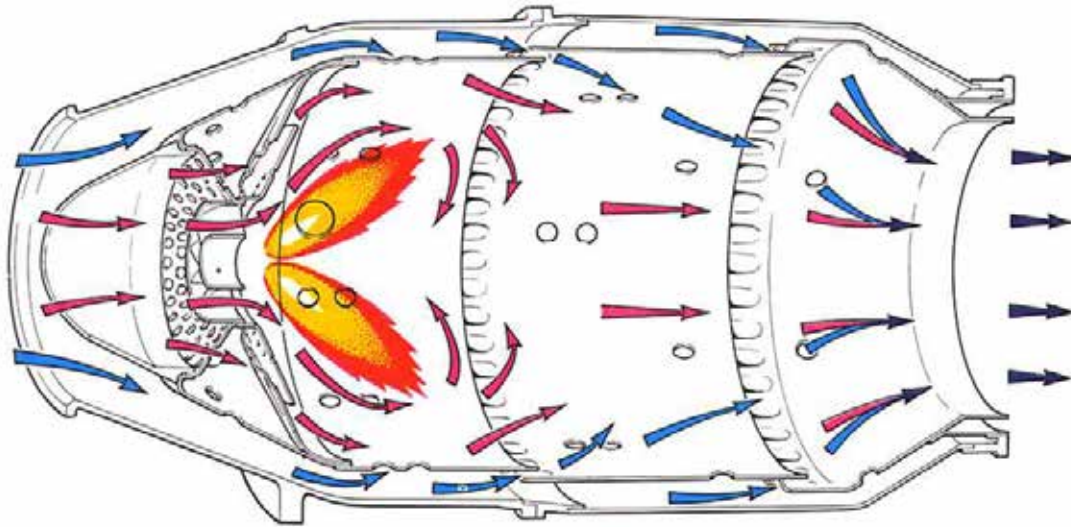
altas para lograr una combustión. Por consecuencia, lo primero que se busca obtener en la cámara es disminuir estas velocidades con un difusor. Impresionantemente luego de pasar por el difusor y aunque las velocidades se ven reducidas en más de un 80% la velocidad sigue siendo muy alta. Es aquí donde entra el diseño de la cámara para dirigir el flujo de manera efectiva (ver figura 26), por su forma solamente un 20% del flujo de aire que se logra reducir pasa por la entrada de la cámara de combustión. El otro 80% restante del flujo se dirige hacia la zona primaria de combustión (un 20%), otro 20% pasa a la zona de dilución y el 40% restante tiene la vital tarea de enfriar tanto el aire como la misma cámara.



**Figura 26** distribución de fluido en cámara de combustión  
Fuente: Rolls-Royce

Por las consideraciones anteriores, se debe tener un excelente diseño del flujo de aire (ver figura 27) para obtener una quema de combustible altamente eficaz. En la zona primaria de combustión, el aire entra por un determinado número de orificios, actuando como estabilizador y generador de torbellino. Estos torbellinos son los encargados de promover la recirculación deseada para mantener la llama fija y encendida, así como también, al ya encontrarse caliente este aire, aceleran la combustión del combustible entrante y elevándolo a su temperatura de ignición. Por otra parte, cuando el aire de dilución entre en el tubo de la llama, la combustión tiene que estar completa, de lo

contrario enfriaría la llama resultando en una combustión incompleta, trayendo como consecuencia un aumento del consumo de combustible.



**Figura 27** flujo de aires en una cámara de combustión

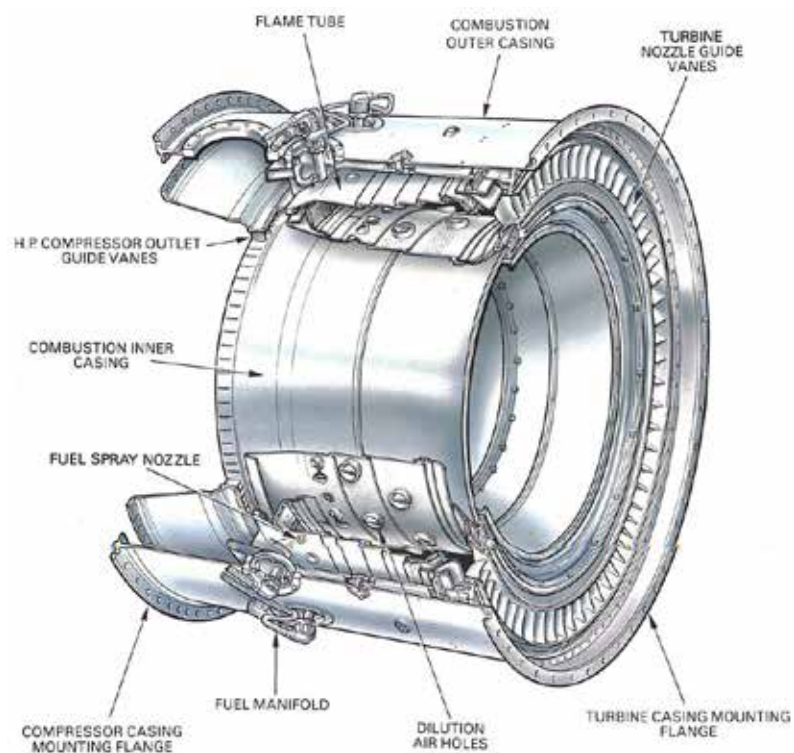
**Fuente:** Rolls-Royce

Sin embargo, la temperatura liberada por los gases de la combustión es extrema y puede llegar hasta los  $2000^{\circ}\text{C}$ , lo cual está por encima de la capacidad térmica admitida por los álabes guías de entrada a la turbina. Es por esto por lo que el 40% del flujo de aire se usa para refrigerar, una parte se va a introducir progresivamente dentro del tubo de llama para bajarle su temperatura y así estar en condiciones aptas a la entrada de la turbina, y otra parte se usa para refrigerar las paredes del tubo de la llama y así evitar llegar al punto crítico térmico que soporta el material.

En este mismo sentido, suministrar el combustible a la corriente de aire se puede realizar de dos formas, uno basado en la inyección de una pulverización finamente atomizada en una corriente de aire recirculada, y el otro se basa en la pre-vaporización del combustible antes de entrar a la zona de combustión. La inyección de combustible por medio de chorros atomizados es el más común en los turbofan. Por otra parte, existen diferentes tipos de cámara de combustión, sin embargo, las más utilizadas son las tubo-anulares y las anulares. Para este caso de estudio se van a mencionar las de tipo anulares

que son las que se encuentran más comúnmente en los turbofan, así como también, estas son las usadas en los turbofan GE90 y toda la serie Trent de la Rolls-Royce.

Es por ello que, las cámaras de combustión anulares (ver figura 28) constan de un solo tubo de llama y es completamente de forma anular. Los flujos de aires que pasan a través de esta son muy similares a los descritos anteriormente, ya que su funcionamiento y principio son los mismos. La razón por la que se usan con este diseño es debido a que la superficie de la pared es significativamente menor, por este motivo la cantidad de aire de refrigeración requerida para evitar que se quemara la pared es menor. Al lograr esta reducción se ve directamente mejorado el rendimiento de la combustión y eliminando casi en su totalidad el combustible sin quemar, por esta razón y gracias al aumento de la eficiencia del motor que se ve por la necesidad de quemar menos combustible, se ve reducida la contaminación generada.



**Figura 28** cámara de combustión

Fuente: Rolls-Royce

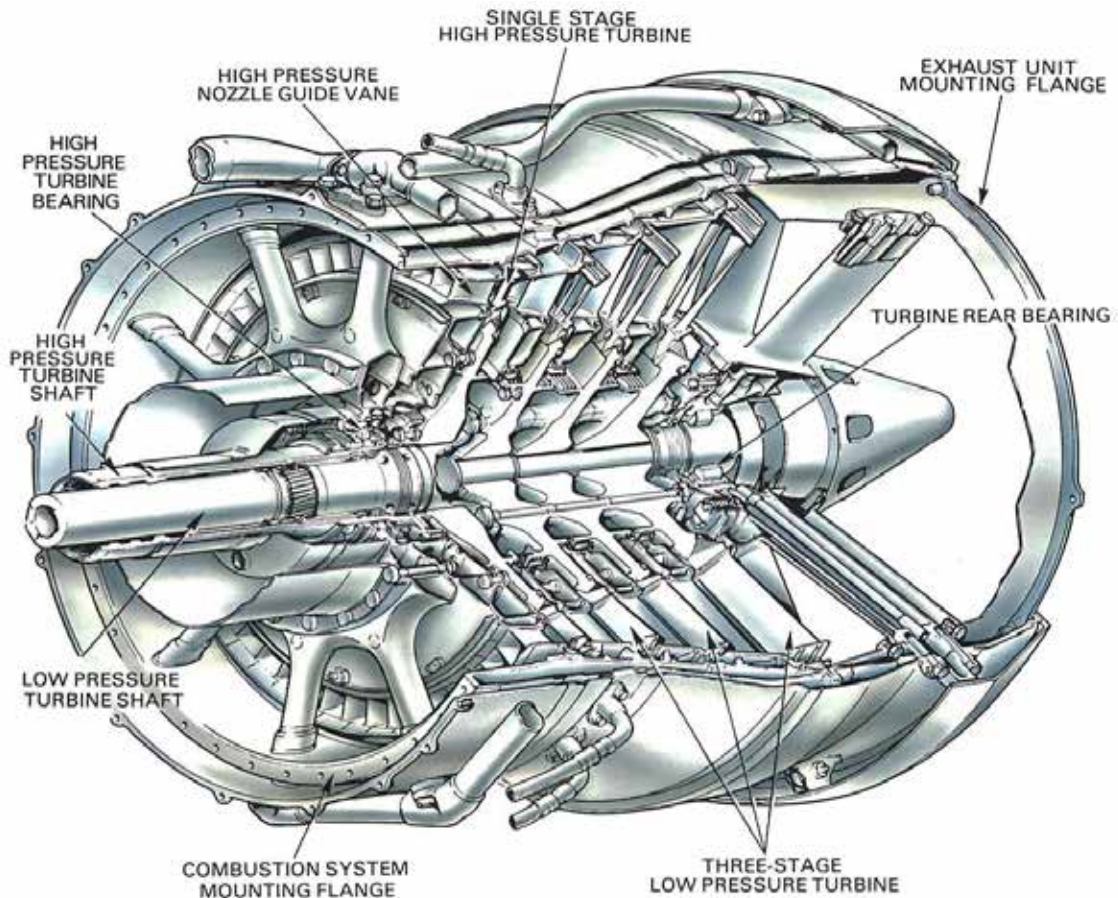
#### **4.1.1.3 Aprovechamiento de energía en la turbina y su distribución.**

La turbina es la encargada de convertir parte del total de la energía que tienen los gases (presión, cinética y temperatura) en trabajo mecánico. Con esta energía mecánica se usa para proveer la energía al compresor, en algunos casos el ventilador y a los accesorios del avión. En orden para lograr todo lo anteriormente mencionado, se utiliza cerca de un tercio de la energía total, el restante se transformará en empuje de propulsión en la tobera del turbofan. Esta extracción de energía la logra gracias a la expansión de los gases llevándolos a menores temperaturas y presiones, esto gracias a los gases calientes expulsados por la cámara de combustión. Durante esta etapa se encuentran una fuerte cantidad de esfuerzos que se deben soportar en orden para operar eficientemente, la punta de los álabes puede rotar hasta una increíble velocidad de 1700 km/h. El flujo continuo de gas al que está expuesto la turbina puede llegar a una temperatura en la entrada de hasta 1700°C y alcanzar unas velocidades superiores a los 3000 km/h.

Al igual que el compresor, en los turbofan se usan turbinas de flujo axial y estas están constituidas de igual manera por escalones sucesivos llamados etapas. De igual manera, cada etapa está formada por un conjunto de rotor y estator, cada anillo de estator está conformado por una serie de álabes geoméricamente dispuestos de la misma forma radial que los álabes del rotor, con la diferencia que los del estator se encuentran fijados a la carcasa y por consecuencia no giran. Por otra parte, los álabes que van en los discos del rotor están acoplados de una manera especial que si alguno de estos llega a sufrir alguna falla se pueda cambiar sin necesidad de cambiar todo el disco.

Es por ello que, para producir el torque necesario, la turbina debe tener las suficientes etapas en orden para conseguir la energía requerida. La cantidad de etapas va a estar directamente relacionada a la relación que exista entre la energía requerida para generar su flujo de aire, la velocidad de rotación que se necesite y el máximo diámetro de la turbina permitido. Por otra parte, el número de ejes, que a su vez indica la cantidad de turbinas, varía dependiendo del diseño de cada turbofan. Los ejes usados van desde uno sola, hasta tres.

Usualmente, los turbofan con un gran índice de compresión tienden a usar turbinas con dos ejes (ver figura 29), teniendo así una turbina de dos etapas, donde la turbina de alta presión mueve al compresor de alta presión, por el otro lado, la de baja presión es la encargada de mover el compresor de baja presión y el fan. En contra parte, las máquinas con alto índice de derivación utilizan un sistema de presión intermedio por lo que tienen otra turbina, utilizando tres ejes. Cada uno de estos ejes debe tener la capacidad de soportar altas temperaturas y tener una alta resistencia a la tensión generadas por las grandes velocidades de giros que están presentes.



**Figura 29** turbina de dos ejes

Fuente: Rolls-Royce

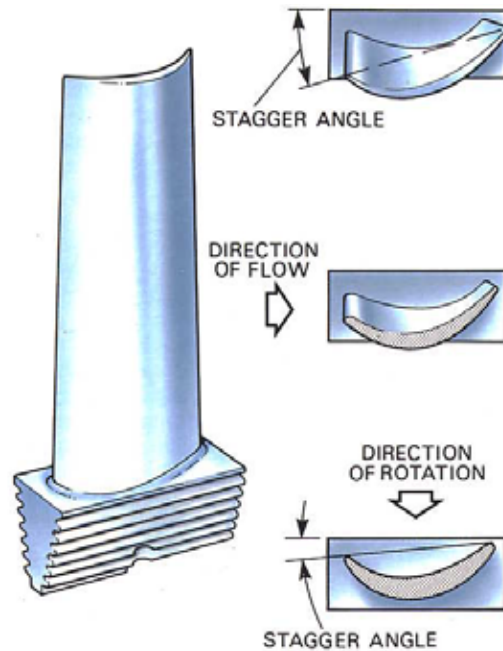
La turbina depende en su gran mayoría del escape de los gases generados por el proceso que ocurre en la cámara de combustión, el cual fue explicado anteriormente en

la investigación. Sin embargo, esta transferencia de energía nunca es del cien por ciento debido a las pérdidas térmicas y mecánicas. Cuando los gases son expandidos y expulsados del proceso de la combustión estos se ven forzados a entrar a la tobera de la turbina que por su forma convergente acelera los gases. Al mismo tiempo, al fluido se le da una especie de giro o remolino con sentido a la dirección de rotación de los álabes, esto se logra gracias a los álabes guías que se encuentran en la entrada. El impacto generado con los álabes del rotor es absorbido dándoles a estos la energía necesaria para moverse a altas velocidades y así generar la potencia para lograr mover el eje de la turbina y este a su vez el o los compresores.

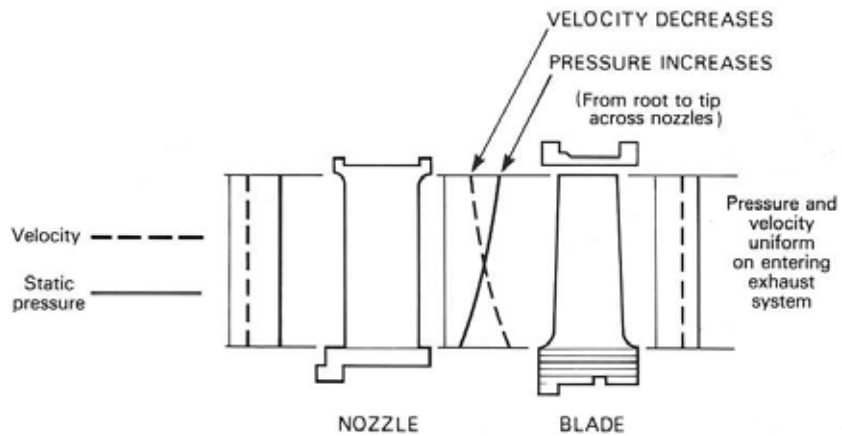
Para generar la fuerza necesaria en la turbina se necesita un buen índice entre la velocidad del fluido y el intercambio de energía que existe entre la entrada y salida en los álabes. El diseño de la turbina es complicado ya que a la salida de esta se tiene que eliminar la mayor turbulencia (remolinos) posible y así entregar un flujo laminar al sistema de escape. Esto se debe, ya que, un exceso residual del remolino reduce la eficiencia en el sistema de escape, así como también, tiende a producir vibraciones generando más cargas en las estructuras del sistema. En orden para cumplir todo esto, se diseñan álabes con diferentes ángulos e inclinaciones capaces de soportar las cargas generadas.

La eficiencia de este tipo de turbinas es generalmente de un 92%, lo que evita llegar al 100% son las pérdidas que se producen por los efectos aerodinámicos, fuga del fluido en alguna de las etapas y las que se ocasionan en el sistema de escape. Las pérdidas aerodinámicas pudieran ser mucho mayores, pero gracias al increíble diseño que los álabes tienen se reducen a una cantidad mucho menor. Los álabes dieran la impresión de estar torcidos (ver figura 30), esto se debe a que se hacen de esta manera para lograr el máximo aprovechamiento del fluido proveniente de la cámara de combustión. Los álabes tienen esta forma para lograr que el fluido entrante realice el mismo trabajo en todas las secciones de este, así como también, permitir una entrada uniforme al sistema de escape. Estos cambios producen una variación en la temperatura,

presión y velocidad del fluido (ver figura 31), logrando así generar una salida del fluido a velocidad y presión constantes necesarias en el sistema de salida.

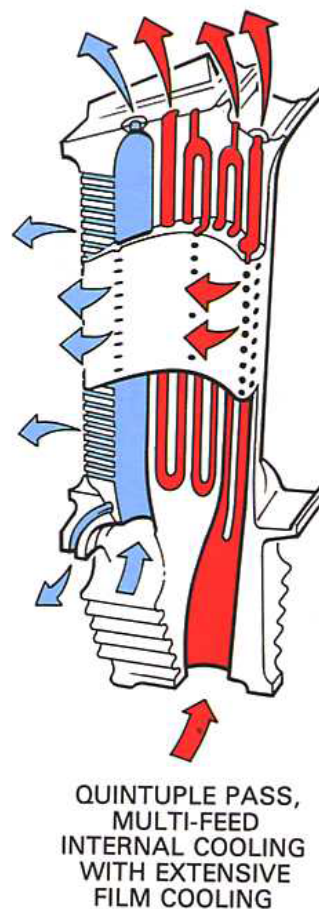


**Figura 30** Diseño de álabe  
Fuente: Rolls-Royce



**Figura 31** variación de velocidad y presión en una etapa de la turbina  
Fuente: Rolls-Royce

En consecuencia, como se sabe que la eficiencia depende de la temperatura que pueda ingresar en la turbina y mientras mayor sea esta la eficiencia aumenta, se diseñan los álabes con refrigeración interna. Al tener álabes con refrigeración permite que la entrada de los gases sea mayor al punto de fusión del material, evitando así la fatiga térmica. En la figura 32 se muestra como es el sistema de refrigeración interno de los álabes, mejorando así la vida útil de los mismos y generando mayores eficiencias en la turbina. A parte de estos, los discos también están expuestos a un sistema de refrigeración mejorando así su capacidad térmica.



**Figura 32** Sistema de refrigeración de un álabes  
**Fuente:** Rolls-Royce

#### 4.1.1.4 Sistema de escape

En esta parte del turbofan, se transforma toda la energía generada en la salida de la turbina y se convierte en energía cinética, siendo capaz de generar el empuje necesario para mover a la aeronave. Esto se logra descargando los gases a la atmósfera a la velocidad y dirección adecuada. Para lograr esta transformación de energía, se requiere una tobera convergente (ver figura 33). Gracias al efecto Venturi, la presión y temperatura de los gases va disminuyendo a lo largo de la tobera, mientras que su velocidad aumenta.



**Figura 33** Tobera convergente  
**Fuente:** Rolls-Royce

En la tobera se deben cumplir una serie de condiciones para poder lograr su buen funcionamiento, los cuáles son:

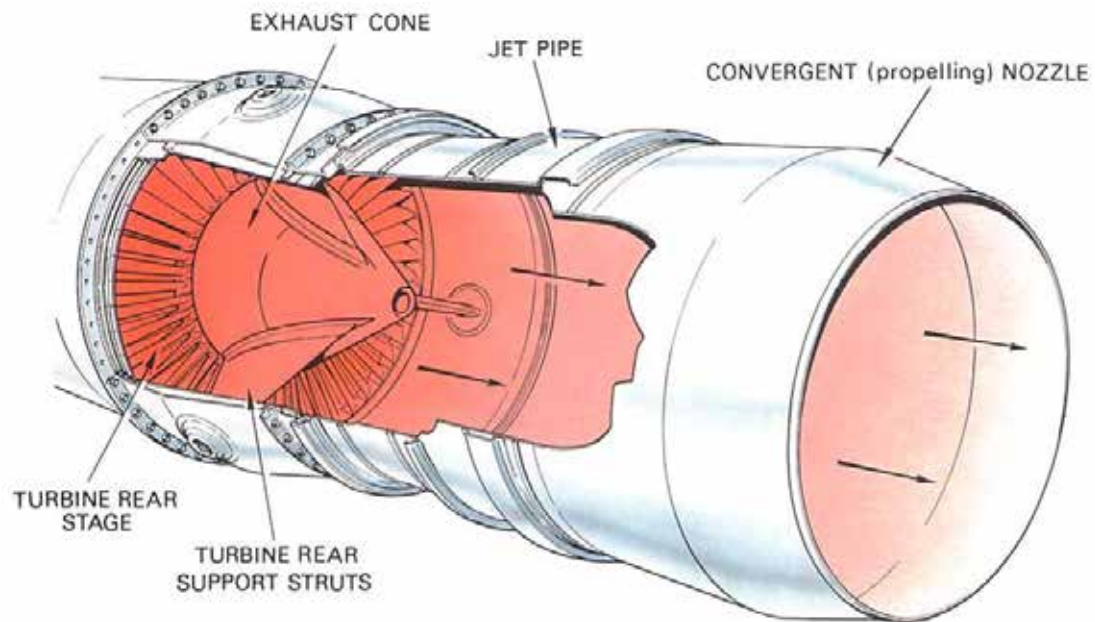
Aquí tiene que ocurrir la expansión completa de los gases.

No debe existir el movimiento rotatorio en los gases de salida.

El flujo de gases se debe mover de manera axial.

Todas las condiciones anteriormente mencionadas se deben cumplir, ya que, de lo contrario, la tobera entra en pérdida y no se va a generar el empuje requerido por la aeronave.

Aunque parezca poco relevante, el diseño del sistema de escape debe tener mucha consideración ya que este genera una gran influencia en el rendimiento de la máquina. Las temperaturas a las cuales el fluido entra en esta parte van desde los 550°C hasta los 850°C, por lo que de igual manera se requieren materiales capaces de soportar estas condiciones. Un sistema de escape sencillo (ver figura 34) está conformado por un cono de escape, un tubo de chorro que es por donde pasa el fluido cuando va a salir y su boquilla convergente. Todos estos elementos son diseñados para una máxima eficiencia a la salida del fluido y así generar un mayor empuje.



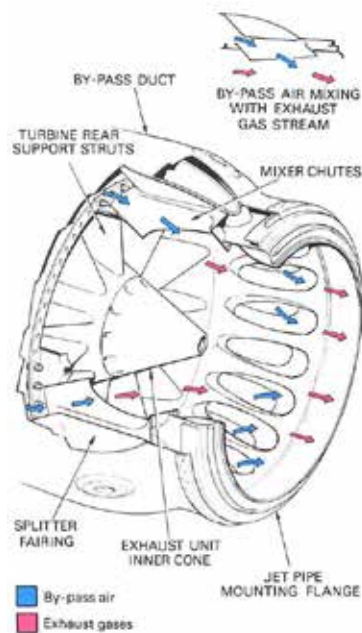
**Figura 34** Sistema de escape de gases sencillo

**Fuente:** Rolls-Royce

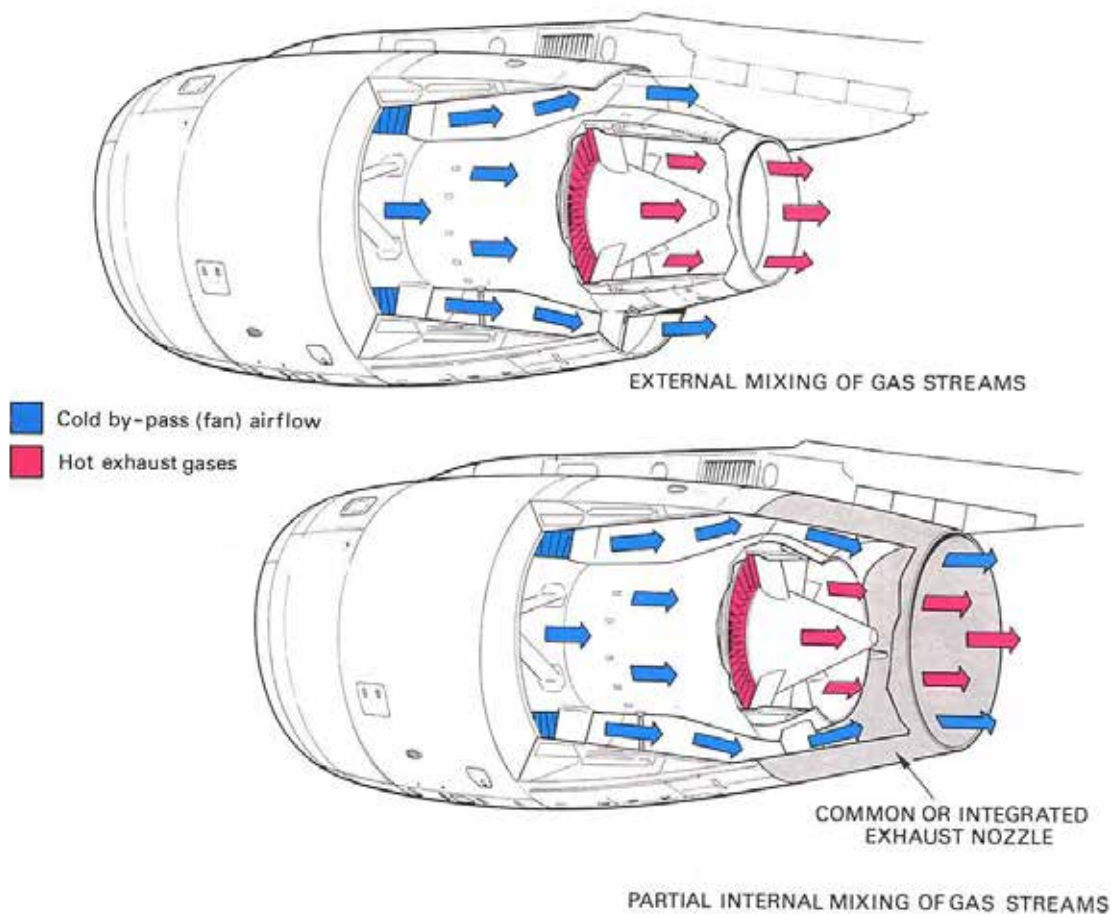
El flujo que entra en esta parte viaja a unas velocidades aproximadas entre los 800km/h y 1300km/h, debido a que estas velocidades pueden causar pérdidas por fricción, la velocidad es disminuida por el difusor que se encuentra al salir de la turbina,

hasta llegar a una velocidad de 0.5 Mach o 618km/h. Los gases se envían a la atmósfera a través de la boquilla propulsora que tiene forma convergente para generar más velocidad. Por otra parte, en esta etapa es donde se pueden encontrar, y en algunos casos mezclar, el flujo secundario con el primario.

En este mismo sentido, como se tienen dos flujos de aire, uno frío y uno caliente, existen varias formas de expulsar este a la atmósfera, dependiendo de la máquina que se tenga. En los turbofan de bajo índice de derivación, los dos flujos de aire se combinan con una unidad especial (ver figura 35) que tiene unos agujeros que le permiten al flujo secundario unirse con el proveniente del sistema de salida de la turbina. En el caso de los que tienen un alto índice de derivación, el flujo primario y secundario suelen ser expulsados de manera independiente (ver figura 36). Sin embargo, las boquillas de salida son coaxiales y su área está diseñada para obtener la mayor eficiencia posible. Por otra parte, se puede mejorar combinando los dos flujos en una boquilla común antes de ser expulsados (ver figura 36), esta mezcla parcialmente el fluido caliente y el frío antes de ser expulsado a la atmósfera.



**Figura 35** combinación sencilla de fluidos en tobera  
**Fuente:** Rolls-Royce



**Figura 36** mezcla de fluidos en tobera  
**Fuente:** Rolls-Royce

Asimismo, como resalta la tercera Ley de Newton "A toda acción le corresponde una reacción igual, pero en sentido contrario", descrita en el capítulo 2 con su fórmula (13).

Dicho esto, el empuje es generado por el incremento de velocidad de los gases respecto a la que tenía cuando ingresa al motor. En su mayoría, alrededor de un 70%, el empuje es dado gracias al flujo secundario que se acelera con el fan encontrado en la entrada del turbofan. En la actualidad, el turbofan que genera el mayor empuje es el GE90-115B, producido por la empresa Estadounidense General Electric, con un empuje total capaz de llegar a los 520kN.

Para conocer cual sería el empuje de una turbina Rolls-Royce Trent 1000 se procede a aplicar la formula numero 14, con los parámetros mostrados en la figura 37.

$$T = (A.P) + \frac{m.v_j}{g}$$

Donde:

A= 1850in

P= 4.36psi (ver anexo F de parámetros de presión atmosférica a 30.000 pies)

m= 2600lb.s

$v_j$ = 800ft/s (Se toma velocidad máxima)

$g$ = 32.2 ft/s<sup>2</sup>

$$T = (1850in. 4.36psi) + \frac{2600lb.s.800ft/s}{32.2ft/s^2}$$

$$T = 8066 + 64596,27$$

Obteniendo como resultado un empuje de:

$$T = 72.662,27lbf$$



**Figura 37** Parámetros de funcionamiento Trent 1000

**Fuente:** Rolls-Royce

#### **4.1.2 Condiciones que puedan presentarse en el exterior de un turbofan durante su funcionamiento.**

Existen múltiples factores externos que se puedan presentar durante el uso de una aeronave, según la Federan Aviation Administration (FAA según siglas en ingles) algunas de estas serían:

Diferentes grados de temperatura, ya sean altas o bajas.

Cambios de presión atmosférica.

Vientos bruscos.

Impacto de alguna ave en el motor.

Granizo.

Estas son solo algunas de las condiciones que pudieran presentarse. Suele pensarse que un impacto de aves no ocasionaría un gran daño pues por las velocidades que giran los álabes del fan desintegrarían al animal. Sin embargo, existe un caso muy famoso, sucedido el 15 de enero del 2009 durante el vuelo 1549 de US Airways, de impacto de aves, el cual dañó gravemente el motor, ocasionando la pérdida total de estos, haciendo que el piloto hiciera una maniobra extremadamente peligrosa y lograra un aterrizaje en el río Hudson (ver figura 38), Nueva York, Estados Unidos.

En orden, para continuar con la presente investigación se explicarán con detalles los cambios de presión que pueden presentarse durante la operación de una aeronave, así como también, los diferentes grados de temperatura presentes y cuales son algunos de los parámetros admisibles para el correcto funcionamiento de los motores.



**Figura 38** Accidente en el Hudson

**Fuente:** CNN Español

#### **4.1.2.1 Cambios de presión atmosférica que se puedan presentar durante el funcionamiento de un avión.**

La presión atmosférica se ve afectada por la altura a la que se le mida, es decir, mientras más alto se encuentre menor será la presión. Debido a que el aire es un gas, se puede comprimir y expandir, cuanto se encuentra a mayor altura existe una menor cantidad de aire encima y esta menos comprimido, lo que quiere decir que en un mismo volumen hay menos moléculas ya que están menos comprimidas por el peso ejercido. Al nivel del mar, el valor de la presión que se considera es de 1 atmosfera o 101.325 Pascales, pero a una altura de 10.000 metros que es aproximadamente a la altura que vuelan los aviones la presión es de 4 veces menor a la del nivel del mar. Por estas consideraciones la cabina debe estar siempre presurizada.

Esto se debe a que, a mayor altura el oxígeno disponible es mucho menor, por lo que las cabinas tienen que estar presurizadas y suministrar el oxígeno necesario para evitar accidentes. Por otra parte, se debe tener cuidado con el diferencial máximo de presiones entre la cabina y el exterior, que normalmente es de 50kPa a 55kPa, ya que, si se tiene mucha diferencia de presiones, la estructura del avión sufriría unas cargas excesivas ocasionando daños en el fuselaje de la aeronave. También, esta presurización y despresurización de la cabina, genera expansiones y contracciones en la capa de metal produciendo fatiga. Por lo que se deben tener materiales capaces de resistir estas condiciones.

En orden para determinar la presión atmosférica, las aeronaves poseen barómetros, sin embargo, también se posee un altímetro y aplicándole un factor a este podemos tener la presión. la densidad del aire tiene un efecto muy significativo en el rendimiento de la aeronave, ya que a medida que el fluido se vuelve menos denso se ve reducida:

La potencia debido a que hay una menor cantidad de aire en la entrada.

El empuje porque el ventilador es menos eficiente al trabajar con aire fino.

la sustentación porque el aire fino ejerce una menor cantidad de fuerza en los perfiles aerodinámicos.

#### **4.1.2.2 Cambios de temperatura en la atmosfera durante el funcionamiento de un avión.**

De acuerdo con el manual de aviación suministrado por la FAA, la temperatura estándar a nivel del mar es de aproximadamente 15°C, sin embargo, hasta llegar a los 36.000 pies la temperatura disminuye 2°C por cada 1000 pies, lo que nos llevaría a una temperatura aproximada de -55°C. Dicho esto, se sabe que un turbofan está en completas condiciones de lograr un despeje a temperaturas menores a cero, pero hay que considerar y entender que cuando se habla de temperatura en la atmosfera generalmente los problemas vienen dados por la creación de corrientes de aires indeseadas que se traducen en turbulencias, así como también, posibles apariciones de capas de hielo en cualquier parte del avión lo cual pondrían en riesgo el funcionamiento de este. Como se sabe a menor presión existe una menor temperatura, ya que la agitación de las moléculas de aire es menor.

Las turbulencias son algo que ocurre con mucha frecuencia cuando se esta volando en un avión, estas pueden generarse por cambios de temperaturas, a esas se les conoce como Turbulencia Térmica. Se presentan cuando hay corrientes ascendentes de aire caliente que a su vez dan lugar a corrientes descendentes de aire frio. Si las condiciones meteorológicas son las apropiadas, se pueden formar nubes y posibles tormentas, generando estas una mayor turbulencia. Ver anexo donde se muestran los estándares ISA.

#### **4.2 Investigar las condiciones de los materiales en los turbofan con los cuales estas trabajan.**

Dentro de un turbofan están presentes variaciones de temperaturas y presiones durante todo el ciclo del mismo (ver figura 39), desde la entrada de aire que viene a bajas presiones y temperaturas hasta la entrada en la turbina, este aire ya se encuentra a alta presión y por consecuencia de este y de la combustión a alta temperatura, es el punto más crítico durante el ciclo del funcionamiento del turbofan y es por esto que las propiedades que tienen que poseer los materiales para resistir estas condiciones deben ser especiales. Para lograr conseguir las especificaciones necesarias se emplean diferentes aleaciones.

Los materiales utilizados en un turbofan son elegidos principalmente por la capacidad que estos tienen de soportar el ambiente en el cual estos van a operar, considerando que en cada parte del ciclo las condiciones en las que se encuentran son diferentes. Estos materiales que se encuentran en el motor, están expuestos a varios tipos de condiciones extremas, algunas de estas son:

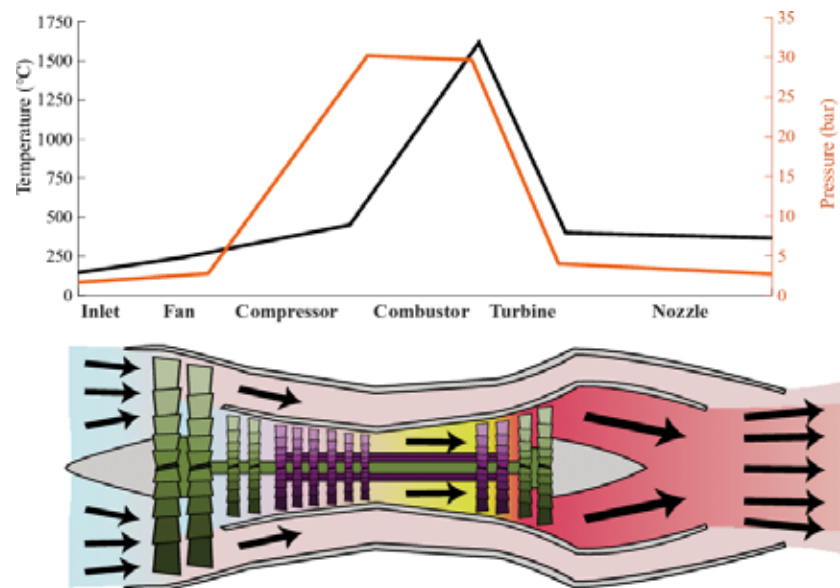
Presiones y temperaturas.

Vibraciones y esfuerzos mecánicos

Fatiga térmica

Corrosión

Considerando todas las condiciones mencionadas anteriormente, se requiere suministrar información más detalladas de estas para entender mejor porque se deben escoger materiales especiales para la elaboración de estos motores y lograr el mejor rendimiento posible.



**Figura 39** variación de temperatura y presión en turbofan  
Fuente: Aero expots

#### 4.2.1 Ventilador (Fan)

En la entrada, o el fan, que es la responsable de hacer entrar el aire al motor las restricciones por temperatura no son muy exigentes. Sin embargo, se debe considerar

que existe una fuerza centrífuga que hay que considerar y es importante que el material sea lo suficientemente rígido para evitar su torsión. Teniendo en cuenta lo anteriormente mencionado, las aspas del fan son fabricadas de Titanio, Aluminio, Acero inoxidable, fibra de carbona, entre otros compuestos.

En el caso de General Electric, lograron innovar en su motor GE90-115B (ver figura 40) unas aspas constituidas de fibra de carbono y una matriz epoxi dándole así el doble de dureza y un peso menor a 23 Kilos, así como un diámetro de 325cm, que es un tercio del peso de las hechas con titanio. Lograron reducir de 22 a 18 aspas necesarias para el funcionamiento del turbofan, otorgándole un diámetro de 325 cm. Por otra parte, estas aspas tienen una forma curva haciéndolas más aerodinámicas generando así menos consumo de combustible, es decir más eficiente, también por su diseño es más silenciosa y haciendo entrar más aire al compresor, aumentando su flujo másico y por ende al final del ciclo generando mayor empuje de la aeronave.

En este se tiene que considerar la carcasa del motor que es el elemento más pesado del mismo, se pueden usar materiales como el titanio y aluminio, pero actualmente se usan CFRP (Polímero reforzado con fibra de carbono) que es un compuesto mucho más liviano y le otorga una mejor durabilidad contra la fatiga, corrosión y otros daños.



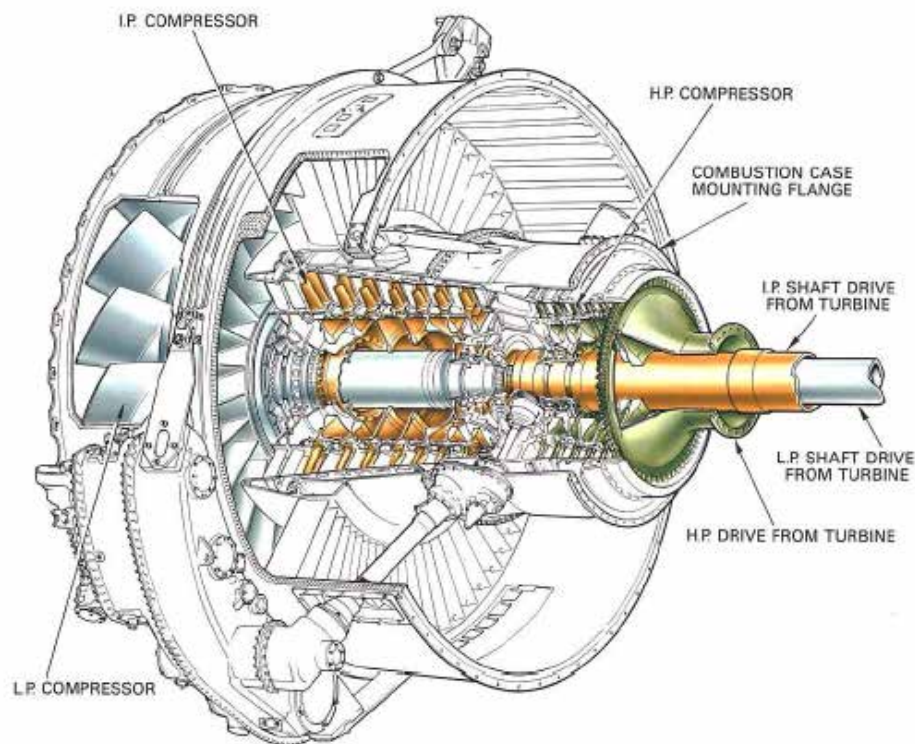
**Figura 40** motor GE90-115B  
Fuente: General Electric

#### **4.2.2 Compresor**

Los materiales que se empleen para la fabricación de un compresor de un turbofan (Ver figura 41) varían dependiendo de la zona en la cual se encuentre. Sin embargo, estos tienen que poseer la habilidad de resistir altas temperaturas, ya que, a medida que el aire se va comprimiendo, la presión junto con la temperatura va aumentando. Generalmente se tienen dos tipos de compresión, la primera etapa de presión baja emplea aleaciones de Titanio, para la etapa de alta presión se utilizan súper aleaciones con base de Níquel.

Por otra parte, se tiene que considerar que en el compresor existen los álabes del estator y los del rotor, cada uno con características diferentes. Los álabes del estator también se encuentran sometidos a fatigas debido a cualquier clase de impacto que pueda generarse en estos, por lo general, son aleaciones a base de Níquel y Aceros de baja aleación. En los álabes del rotor el material tiene que ser capaz de resistir las elevadas fuerzas centrífugas que están presente en este, por esto el Titanio es el elemento de mayor uso.

Algo muy importante de resaltar, es que si muy bien el Titanio es uno de los elementos que más se usa hay que tener en consideración que en las etapas finales del compresor no se puede emplear, esto debido a que por sus propiedades puede entrar en combustión por las altas presiones y temperaturas. Es por eso, que en estas etapas finales del compresor se usan aleaciones a base de Níquel.



**Figura 41** COMRESOR DE TURBOFAN

**Fuente:** Rolls-Royce

#### **4.2.3 Cámara de Combustión**

En esta etapa se necesitan poseer unos materiales capaces de resistir condiciones exigentes, sobre todo soportar la fatiga térmica. La temperatura puede llegar hasta los 1000°C por eso se usan súper aleaciones como lo son las que contienen base de Cobalto y Níquel, ya que son capaces de resistir estas temperaturas. También es importante que tengan una buena resistencia a la corrosión ya que por los gases producto de la combustión generan desgastes en el material.

Como en esta etapa existen diferentes condiciones en la cual los materiales se ven afectados, se usan una cantidad de aditivos que mejoran la calidad del material a usar, algunos de esos aditivos son el Aluminio y el Titanio para dar fuerza, Cromo para la corrosión y el Tungsteno, Renio y el Molibdeno para la resistencia a las altas temperaturas.

Dicho todo esto, teniendo en consideración las condiciones extremas que se encuentran los materiales en esta parte del turbofan, las súper aleaciones que más se emplean son la Hastelloy X (Ver figura 42) y la Nimonic 263.

Composición Química, %

Ni	Mo	Cr	Fe	W	Co	Mn	C	P	S	Si	Al	Ti	B	Cu
Remainder	8.0- 10.0	20.5- 23.0	17.0- 20.0	.2- 1.0	.5- 2.5	1.0 max	.05-.15	.04 max	.03 max	1.0 max	.50 max	.15 max	.01 max	.50 max

**Figura 42** composición del Hastelloy x

Fuente: MegaMex

#### 4.2.4 Turbina

En una turbina (ver figura 43), existen múltiples condiciones críticas que tienen que poseer los materiales usados en esta parte del turbofan, las altas temperaturas en las que entra el aire proveniente de la cámara de combustión, las altas velocidades de rotación que impactan generando esfuerzos de tracción. Hay distintos materiales usados, estos varían dependiendo de la zona en que se encuentren con relación a la cercanía de la cámara de combustión.

Debido a su condición estática, los álabes del estator no están sometidos a tanta fuerza centrífuga, es por esta razón que la resistencia al calor es la característica fundamental que tiene que poseer el material, por esto es por lo que se usan aleaciones de Níquel, sin embargo, tienen un sistema para refrigerar los álabes y en algunos casos se usan recubrimientos con cerámica para reducir la cantidad de aire necesaria en el enfriamiento y así mejorar la eficiencia de la turbina.

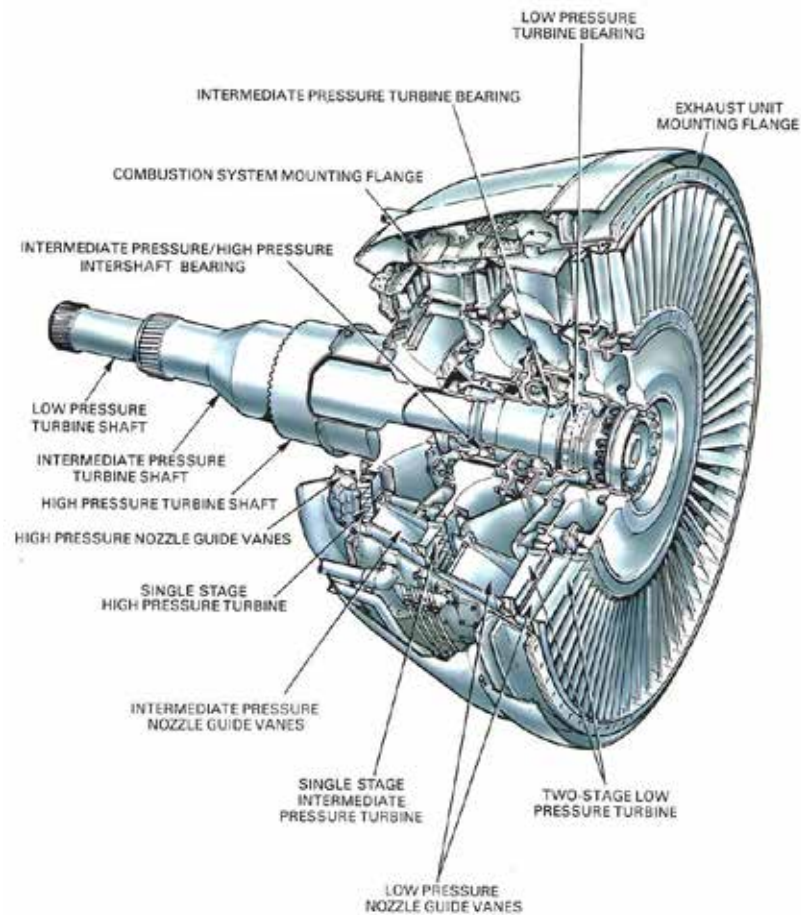
Por otra parte, los discos de la turbina deben de girar a una gran velocidad, pero en un ambiente poco caliente, sin embargo, se encuentran afectados por fuertes tensiones

centrifugas que es lo que pudiera ocasionar agrietamientos por fatiga. Anteriormente se hacían de Aceros ferríticos y austeníticos, pero ahora se utilizan aleaciones con base Níquel para aumentar así la resistencia a la fatiga y permitiendo que el disco pueda girar a una velocidad aún mayor.

Los álabes del rotor poseen unas características y diseños únicos, es muy importante usar los materiales adecuados para la fabricación de estos. Es por ello que, los álabes se pueden encontrar en tales condiciones que están al rojo vivo, por ende, el material tiene que ser lo suficientemente resistente a temperaturas que pueden llegar a los 1500°C y a su vez capaces de soportar las fuerzas centrifugas ocasionadas por la velocidad de rotación.

Estos álabes pueden ser tan pequeños que llegan a tener un peso de tan solo 57 gramos, pero con la capacidad de soportar cargas centrifugas de hasta 2 toneladas, así como también las cargas por flexión necesarias para producir los caballos de fuerzas necesarios para mover el compresor. Por todo esto, tienen que ser capaces de resistir al choque y fatiga térmica y así no fallar por las fluctuaciones presentadas por las condiciones del gas. Así como también, deben ser resistentes a la corrosión y a la oxidación para evitar agrietamientos.

Dicho todo esto, se requiere un material especial para poder resistir a todas las condiciones anteriormente mencionadas. Las superaleaciones de base Níquel son las más utilizadas. Sin embargo, dependiendo del motor se pueden hacer álabes de cerámica reforzada dándole aún más resistencia a las altas temperaturas presentes a la salida de la cámara de combustión.

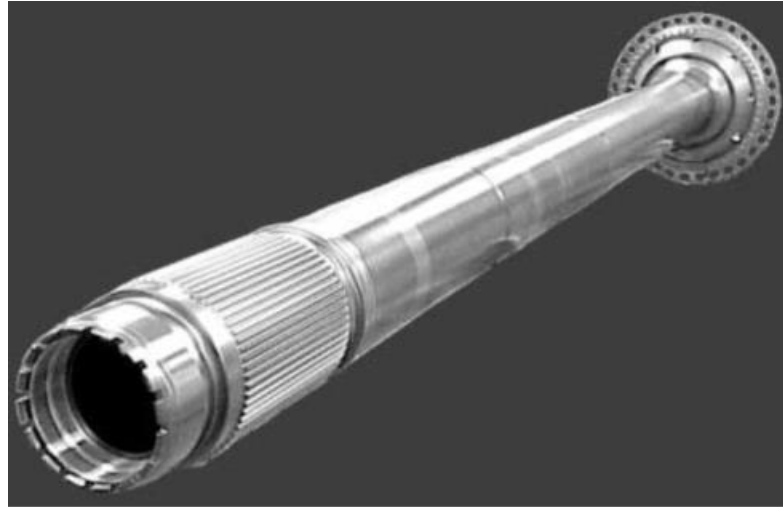


**Figura 43** configuración de turbina  
**Fuente:** Rolls-Royce

#### 4.2.5 Eje

El eje (ver figura 44) es el encargado de transmitir toda la potencia entregada por la turbina a las otras partes del turbofan, dependiendo del motor que se tenga y las características que se deseen, puede haber desde dos hasta tres ejes sobrepuestos para llevar el trabajo a las partes deseadas. Estos ejes deben tener una resistencia al calor, resistencia a la fatiga y dureza para soportar las altas velocidades a las que giran los ejes tanto a altas como bajas temperaturas.

Es por ello que, para satisfacer todas las necesidades anteriormente mencionadas se usan diferentes materiales, como aceros inoxidable, aleaciones de titanio, así como también, superaleaciones de base Níquel.



**Figura 44** eje de turbina  
Fuente: General Electric

#### **4.3 Analizar las fallas que se pueden presentar en los turbofan con énfasis en las ocasionadas por las altas temperaturas para dar una solución a la misma.**

En esta fase, se analizan algunas de las fallas que pueden ocurrir en los diferentes niveles que componen el turbofan y en las que puedan ocurrir por altas temperaturas. Así como también, se muestran estadísticas de la cantidad de accidentes que han ocurrido a través de los años, mencionando las causas de algunos de estos. Durante el desarrollo de esta fase, se utilizaron fuentes como la NTSB y la ICAO que se dedican especialmente a la investigación y regularización de estándares en la aviación.

##### **4.3.1 Fallas en el fan.**

En lo que respecta al fan, este es el encargado de introducir el aire hacia el motor y debido a esto las fallas que se puedan ocasionar no son generadas por altas temperaturas sino más bien por las fuerzas centrifugas y objetos no deseados provenientes del ambiente, como lo pueden ser aves (ver figura 45). Es por esto, que se presentan fallas por esfuerzos, así como de impacto.



**Figura 45** Avión rodeado de aves.

**Fuente:** The Telegraph

De la misma forma, los álabes del ventilador pueden verse afectados por fatiga llevándolos a fracturarse y romperse. Así pues, según la Australian Transport Safety Bureau (ATSB) el vuelo D7237 de AirAsia se vio involucrado en la ruptura de un álabe del fan (ver figura 46) por fatiga, lo que conllevó al piloto a apagar el motor afectado, sin embargo, el flujo de aire continuaba generando vibraciones por todo el cuerpo del avión. Todos estos factores hicieron necesario el regreso al aeropuerto, hay que hacer notar, que en este accidente no se vio afectada físicamente ninguna persona ya que se contaba con la otra unidad del turbofan, la cual fue suficiente para lograr un regreso y aterrizaje sin contratiempos.



**Figura 46** Falta de un álabe en el fan

**Fuente:** abc news

#### **4.3.2 Fallas en el compresor axial.**

En primer lugar, debido a que el compresor axial es un componente esencial y suministra el aire comprimido a la cámara de combustión, se tiene que lograr la mayor eficiencia posible. Existen inestabilidades que se pueden presentar conocidas como Stall y Surge que son completamente indeseadas. Barbosa y Sánchez (2004) mencionan que el Stall rotativo es un fenómeno que se presenta de manera bidimensional, constituido por celdas de flujo de aire recirculando alrededor de una circunferencia, formando así una masa de flujo en forma de anillo no uniforme. Por otra parte, también mencionan que el Surge es unidimensional caracterizado por fluctuaciones de gran amplitud incrementando la presión y generando inestabilidad en el flujo masico, este causado por

la propagación del Stall. Esto ocurre cuando no hay un balance entre el aire que entra y el flujo necesario, esto se puede presentar por varios factores, algunos de estos son:

Impacto de objetos extraños en la entrada, generalmente pájaros.

Sucio o desgaste en algún componente del compresor.

Hielo creado durante el vuelo.

Cambios bruscos de velocidades dentro del compresor.

En consecuencia, cuando estos fenómenos están presentes se generan pérdidas en el empuje, también ocasionan un fuerte sonido y en algunos casos se generan llamas que salen por el sistema de escape o por el ventilador de entrada (ver figura 47). por lo general estos ocurren al despegue y/o al encontrarse a una baja altitud y con el máximo poder del equipo.



**Figura 47** Llamas por el sistema de escape debido al Surge  
**Fuente:** Edward Waite

En conclusión, cuando ocurren estas fallas no suelen ocasionar mayores problemas y estos pasan rápidamente volviendo el compresor a funcionar correctamente. Sin embargo, si el problema persiste se debe retornar a tierra ya que pueden ocasionar grandes daños en el motor, por otra parte, no se va a tener el empuje necesario para volar adecuadamente sin poner en riesgo la integridad de las personas a bordo.

#### **4.3.3 Fallas dentro de la cámara de combustión.**

Para empezar, hay que saber que en este proceso puede ocurrir una falla sumamente peligrosa conocida como Flameout, su traducción al español pudiera ser

apagado de la llama, lo que ocasiona la falla y posterior apagado del turbofan debido a la extinción de la llama en la cámara de combustión. El apagado de la llama puede ser ocasionado por muchos factores, entre los que se encuentran:

Daños por objetos extraños, generalmente pájaros.

Presencia de Surge y Stall en el compresor.

Fuel Starvation, fallo en el bombeo del combustible.

Excesivas altitudes.

Lluvias muy fuertes.

Falta de combustible.

Así mismo, de todas estas posibles causas del Flameout, el fallo en el bombeo del combustible es el más común, este se conoce como Fuel Starvation. Esto ocurre cuando todavía se tiene combustible en el tanque, pero este no es enviado a la cámara de combustión por algún fallo en el sistema de suministro de combustible. Según Peter Garrison (2006), cuando se presentan estas fallas es generalmente por se está trabajando a potencias muy bajas como las usadas a velocidades cruceros y en los descensos.

Tal es el caso, que el 17 de enero del 2008, un avión Boeing 777-236ER impulsado por 2 motores Rolls-Royce Trent 800 y operado por British Airways se vio involucrado en un accidente aero en el aeropuerto London Heathrow, Inglaterra (ver figura 48). El accidente tuvo involucradas a un total de 136 pasajeros y 16 miembros de la tripulación, teniendo solo 47 heridos y sin ninguna pérdida humana. La causa del accidente fue la formación de cristales de hielos en el combustible, debido a una falla en los intercambiadores de calor del sistema, impidiendo así el paso de este a la cámara de combustión. La investigación fue llevada a cabo por la Air Accidents Investigation Branch (AAIB) teniendo su reporte final en el 2010.



**Figura 48** Accidente por Fuel Starvation  
**Fuente:** AAIB

Por último, al finalizar la investigación, la AAIB llegó a la conclusión que este problema en los turbofan de los intercambiadores de calor era de toda la serie Rolls-Royce Trent 800 (ver figura 49). La empresa se vio obligada a desarrollar y modificar este sistema en todas las turbinas de esta clase de manera inmediata, ya que la European Aviation Safety Agency (EASA) ordenó que todas las aeronaves con esta clase de turbinas fueran adaptadas con las modificaciones desarrolladas antes del 1 de enero del 2011, de no tener este cambio, las aeronaves no tenían permiso para seguir volando lo que trae como consecuencia pérdidas para las empresas aeronáuticas.



**Figura 49** Turbofan Trent 800  
**Fuente:** Rolls-Royce

#### **4.3.4 Fallas en la turbina.**

Con respecto a las fallas que se puedan generar en la turbina, hay que mencionar primero que aquí los materiales están en presencia de temperaturas muy elevadas, por lo que las principales causas de las fallas vienen dadas ya sea, por fatiga térmica o por termofluencia. En efecto, según Weldg (2013) si las cargas son constantes se producirá una deformación dúctil y el material terminará fallando por termofluencia. Por otra parte, si existen cambios cíclicos de temperatura estos favorecerán a la falla por fatiga térmica, ya que cuando el material no se caliente de manera uniforme algunas partes de

la estructura se dilatarán más que otras. Además, por su expansión no uniforme genera esfuerzos dentro del material y cuando cambia de temperatura se contrae introduciendo esfuerzos opuestos, generando así la falla por fatiga.

Por lo tanto, Weldg (2013) remarca que para que existan fallas por termofluencia las temperaturas tienen que ser mayores a la mitad del punto de fusión del material. De tal manera, las superaleaciones usadas en la etapa de la turbina en los turbofan necesitan temperaturas superiores a los 1000°C provenientes de la cámara de combustión. En consecuencia, las fracturas por termofluencia o ruptura por esfuerzos son fáciles de identificar, ya que, a parte de la grieta principal, existen una gran cantidad de marcas intergranulares (ver figura 50).



**Figura 50** Deformación por termofluencia en álabe.

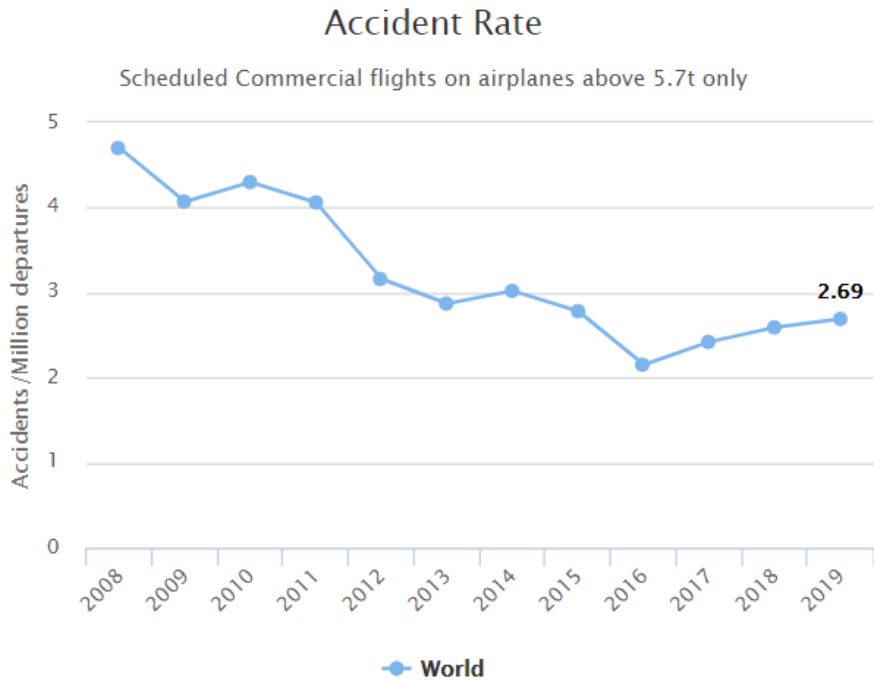
**Fuente:** ASM Handbook, Failure Analysis and Prevention.

Para ilustrar lo anteriormente mencionado se toma como caso el accidente que ocurrió el 28 de octubre del 2016 en Chicago, USA. En una aeronave Boeing 767-323 operado por American Airlines vuelo 383 (ver figura 51). Durante el despegue, la turbina del lado derecho presento una falla y un posterior incendio. La NTSB determino en su reporte que hubo una falla en el disco de la fase 2 de la turbina de alta presión ocasionado por agrietamientos generados por fatiga que se iniciaron bajo alguna anomalía interna de fabricación que no pudo detectarse en inspecciones de producción ni de servicio. En consecuencia, a la ruptura del disco, corto la línea de alimentación de combustible y rompió el depósito del ala principal derecha liberando así el combustible que resulto en el incendio.



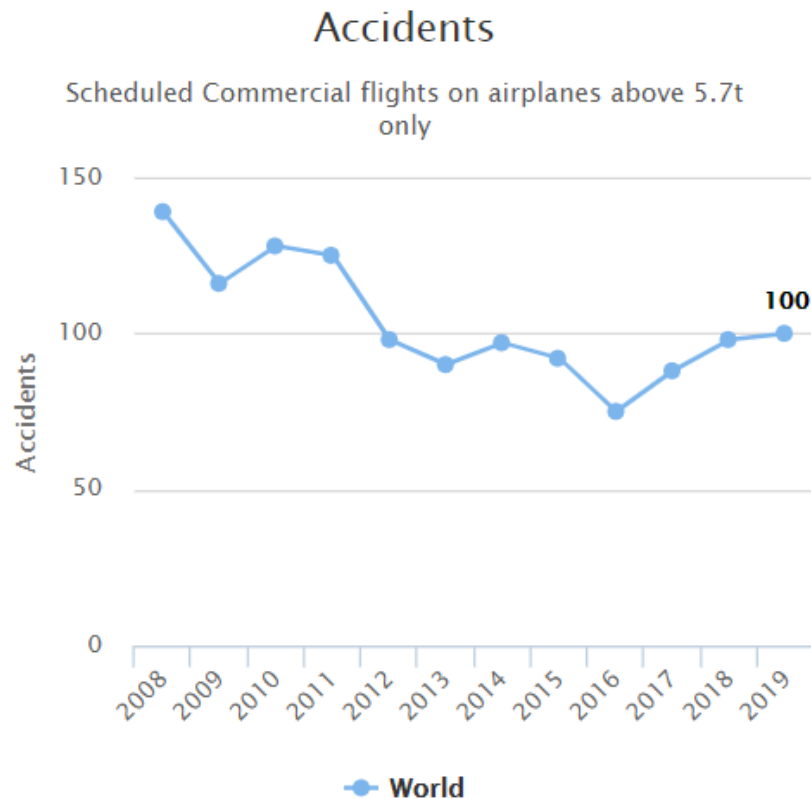
**Figura 51** Accidente del vuelo American Airlines 383  
**Fuente:** abc7

**4.3.5 Accidentes a nivel mundial.**



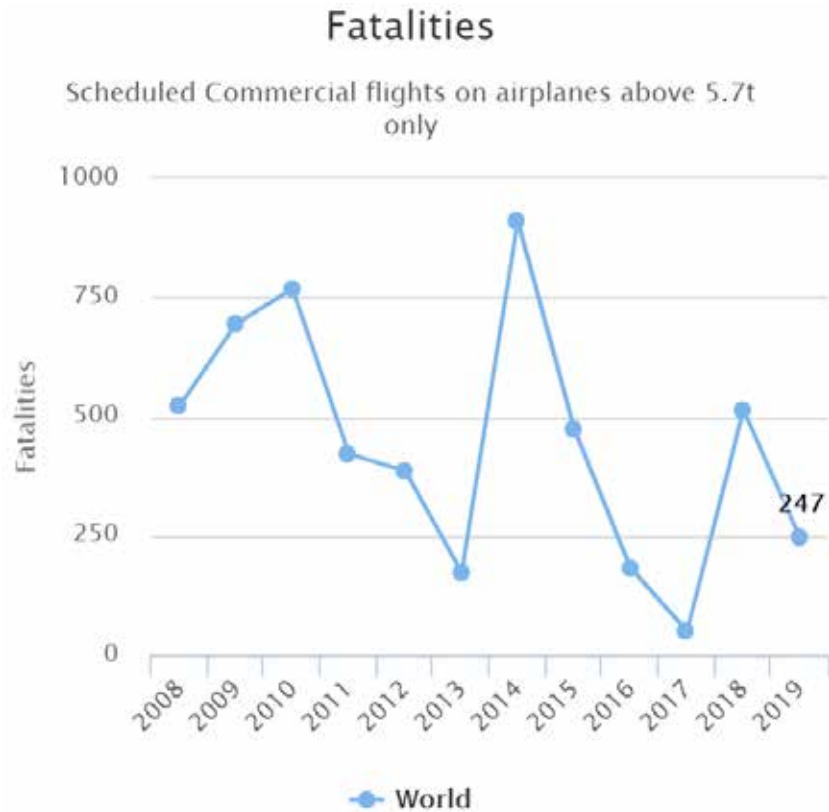
**Gráfica: 1** Porcentaje de accidentes por año  
**Fuente:** ICAO

Para empezar, se tiene la gráfica 1 en donde se pueden apreciar el promedio de accidentes ocurridos por cada un millón de despegues en los últimos doce años, considerando las aeronaves con un peso mayor a 5.7 toneladas. En consecuencia, se tiene la gráfica 2 en donde se observa el número total de accidentes que ocurrieron en cada año, teniendo como máximo el año 2008 en el cual se registraron 139 accidentes y un promedio de 4.7 por cada millón de despegues. Se entiende por accidentes cualquier falla ocasionada que tenga un efecto en la aeronave y evite que esta funcione correctamente, no todos los accidentes son fatales.



**Gráfica: 2** Cantidad de accidentes por año.  
Fuente: ICAO

De esta manera y considerando solo los accidentes fatales, se muestra en la gráfica 3 el número total de fallecidos a nivel mundial por cada año.



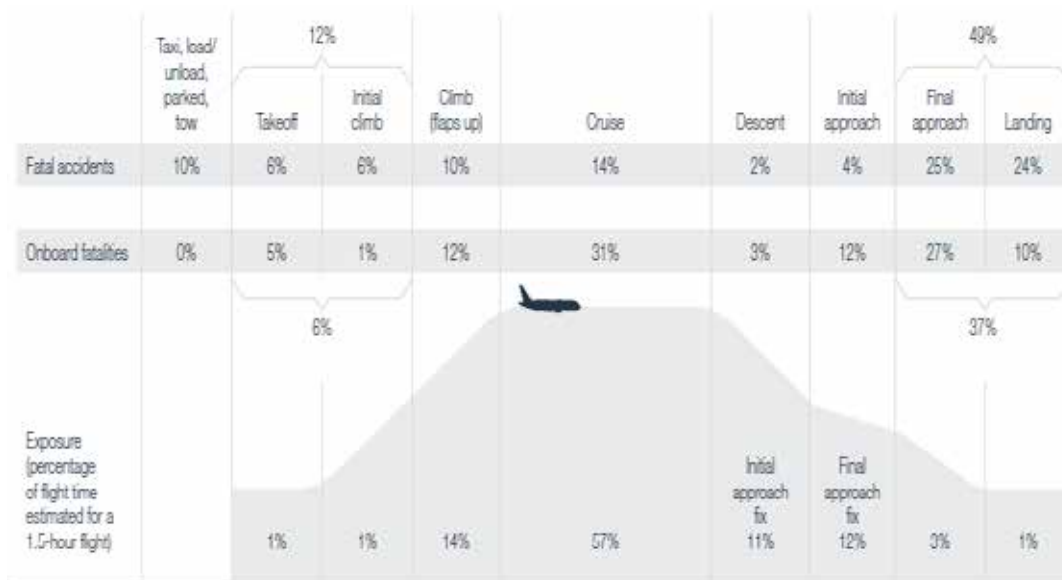
**Gráfica: 3** Fallecidos por accidentes aéreos  
**Fuente:** ICAO

Considerando lo anteriormente planteado, es muy importante saber que no en todos los accidentes aéreos se presentan pérdidas humanas, si tomamos en cuenta los años 2008 y 2015 se observa una clara diferencia entre estos. En el 2008 se registraron un total de 139 accidentes con un total de pérdidas humanas de 523, si muy bien la cantidad de personas fallecidas es muy alta, hay que considerar que en los últimos doce años ese fue en el periodo que se registraron más accidentes. Por otra parte, en el 2015 se registraron un total de 92 accidentes con una increíble cantidad de 911 personas fallecidas. En pocas palabras, el número de personas que puedan fallecer en un año no está relacionado directamente con la cantidad de accidentes que puedan ocurrir sino con la gravedad de estos.

Por otra parte, algo muy importante es tomar en cuenta las causas de los accidentes, ya que según el portal Planecrash un poco más del 50% de los accidentes

son por fallas del piloto, alrededor de un 20% por alguna falla mecánica y un 30% por alguna otra causa externa. Así mismo, como detalla Cbs News en su artículo "Jet Engine Failures Rare, Usually Not Fatal", solo ocurren en promedio un máximo de 25 incidentes al año ocasionados por fallas del motor, que por lo general no son fatales.

En conjunto, se puede también separa los accidentes ocurridos según el estado del vuelo (ver figura 52).



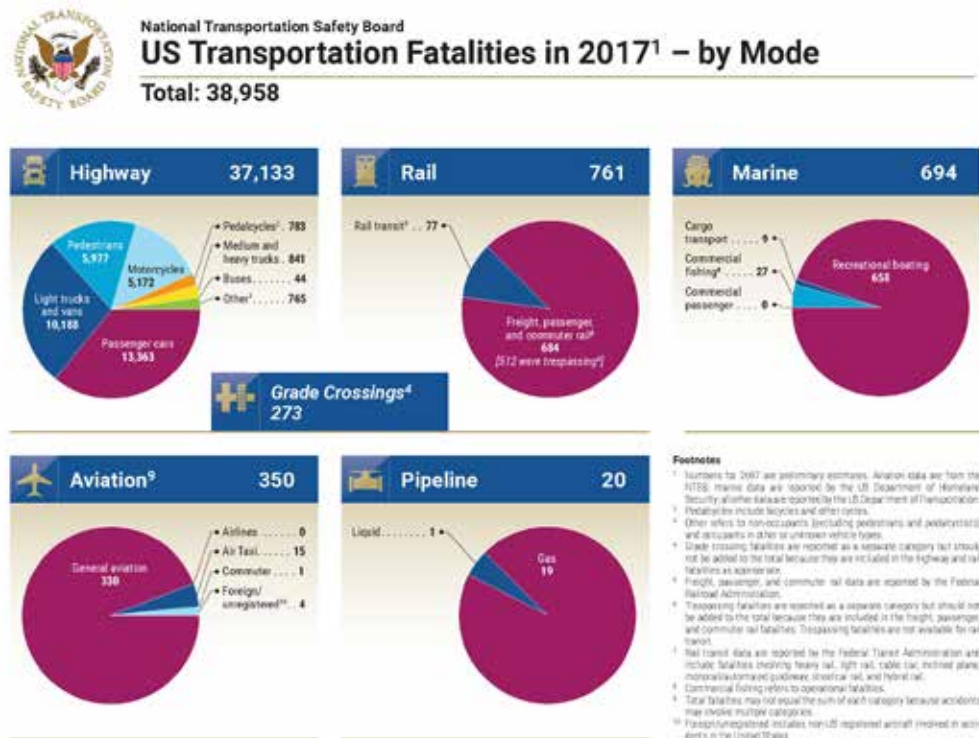
**Figura: 52** Accidentes aéreos según la fase.

**Fuente:** Boeing.

Así mismo, se puede observar cómo en relación con el tiempo y a los accidentes, la velocidad crucero a la altitud adecuada es la fase más segura del vuelo. En cambio, durante el despegue y el ascenso inicial se producen un 12% de accidentes, así como también, casi la mitad de los accidentes ocurren durante la aproximación final y el aterrizaje. Esto ha hecho que las compañías desarrolladoras de aeronaves enfoquen sus nuevas tecnologías en el despegue y el aterrizaje tomando un factor de seguridad más alto en estas fases.

Sin embargo, se tomaron datos de la NTSB en el cual muestran la cantidad de accidentes fatales que ocurrieron en Estados Unidos en el 2017 según su medio de

transporte (ver figura 53). En esta se puede observar que en donde ocurren más accidentes mortales son en autopistas y vías por donde circulan vehículos, teniendo en consideración, carros, buses, camiones, motos y cualquier otro método de transporte que se usen en estas vías. Al comparar, los accidentes aéreos, se observa que estuvieron involucrados en la menor cantidad de pérdidas humanas, haciéndolo así uno de los medios de transporte más seguro. Esto se debe, a que los aviones son máquinas desarrolladas con un índice muy alto de factor de seguridad, y que no obstante están en constante inspecciones de las aeronaves en busca de posibles fallas. Es por esto que la mayoría de los accidentes ocurren por factores humanos, por ejemplo, fallas en las inspecciones, mala toma de decisiones de los pilotos, error en comunicación, entre otros.



**Figura: 53** Estadista de accidentes fatales en EEUU del 2017  
**Fuente:** NTSB

Para finalizar, de acuerdo con el artículo en Forbes escrito por Geoff Whitmore (2019), remarca que la aerolínea más segura para viajar es Qantas Airlines Limited, con

sede principal en Australia y fundada en 1920 la hace también una de las compañías más antiguas del mundo. Cuentan con una flota total de 131 aeronaves, de las cuales 75 son Boeing 737-800 (ver figura 54). Como remarca Whitmore, el Boeing 737-800 es uno de los aviones más seguros del mundo con un índice de 0.06 accidentes fatales por cada millón de vuelos.

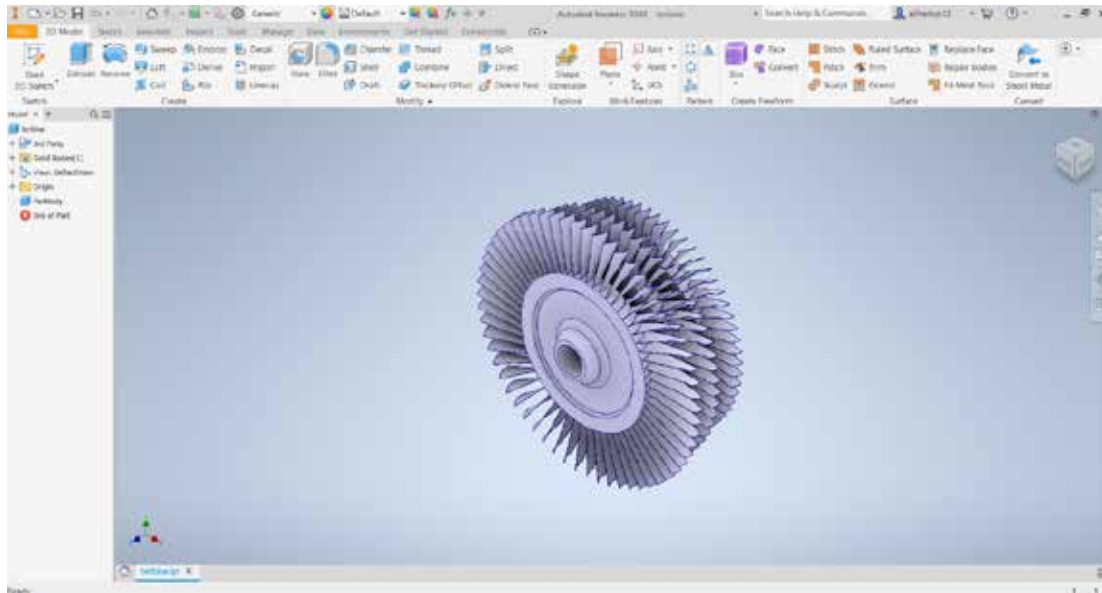


**Figura 54** Boeing 737-800 operado por Qantas  
**Fuente:** Qantas

#### **4.4 Simulación de los efectos generados por altas temperaturas en los turbofan.**

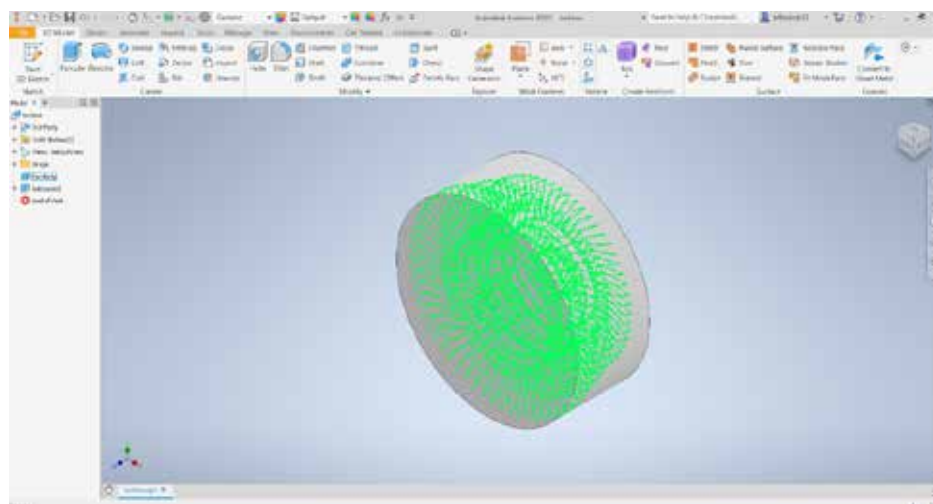
El objetivo es lograr observar cómo afecta la temperatura a los turbofan, sin embargo, para las causas de este estudio se realizó precisamente en la etapa de la turbina de alta presión. Debido a que en esta fase los gases provenientes de la cámara de combustión se encuentran a temperaturas elevadas. En orden para conseguir esto, se procede a trabajar en Autodesk Inventor 2020 para conseguir la pieza deseada y en Ansys Workbench 18.1 para simular.

Debido a que la investigación busca es simular, se busca un diseño que se encuentre terminado para así proseguir con la simulación. Esto se logra buscando en la librería de diseños 3D llamada Grabcad, donde se consiguió una pieza diseñada por Akshay Sharma y se descargó, para luego introducir al software de diseño asistido por computadora Inventor, donde se realizan las operaciones necesarias y así obtener el modelado en 3D requerido. En el caso de estudio se encuentra la turbina de alta presión (ver figura 55).



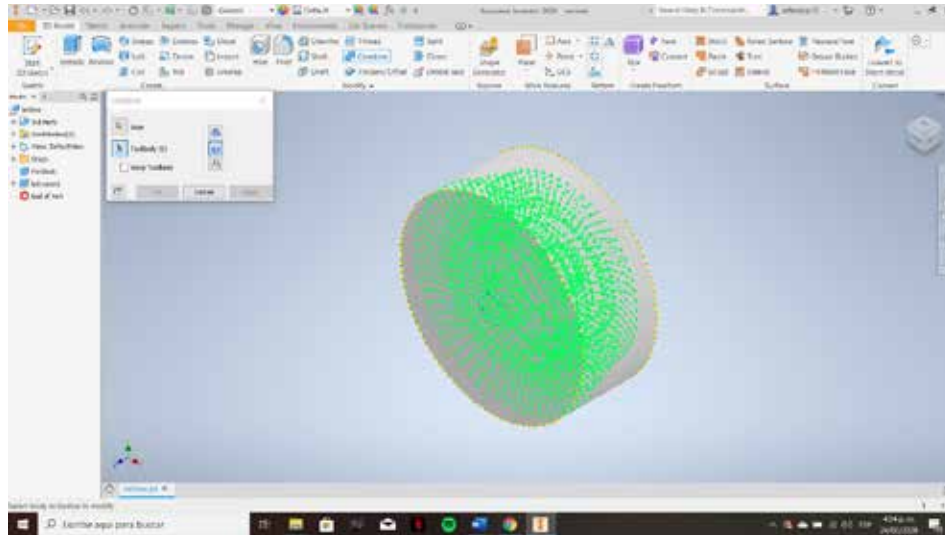
**Figura: 55** Turbina de alta presión modelada en 3D  
**Fuente:** Peña (2020)

Ya que se tiene la pieza es necesario establecer el volumen de control de estudio, es decir, un volumen que simule las condiciones en las cuales se encuentra la turbina para poder realizar la simulación. Esto se lleva a cabo envolviendo la turbina en su misma forma cilíndrica y con el comando extruir nuevo solido (ver figura 56).



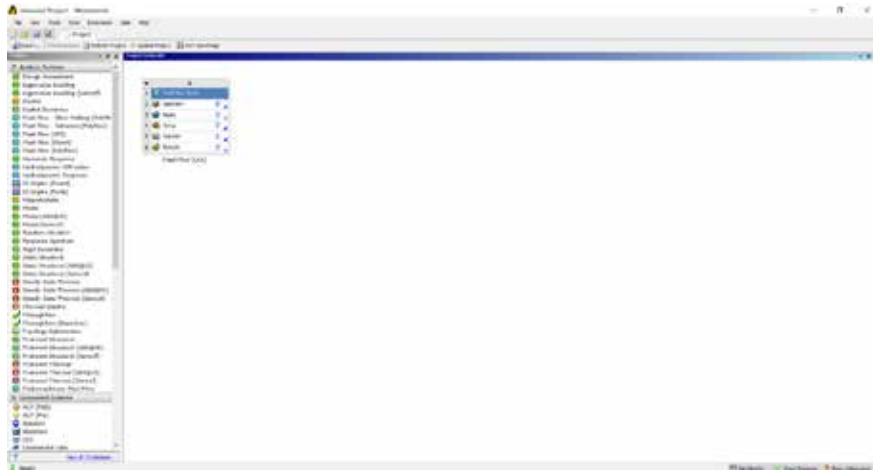
**Figura: 56** Turbina envuelta en cilindro  
**Fuente:** Peña (2020)

Luego se procede a crear el vaciado de la pieza con la función modificar – eliminar solido (ver figura 57).



**Figura 57** Eliminar solido  
**Fuente:** Peña (2020)

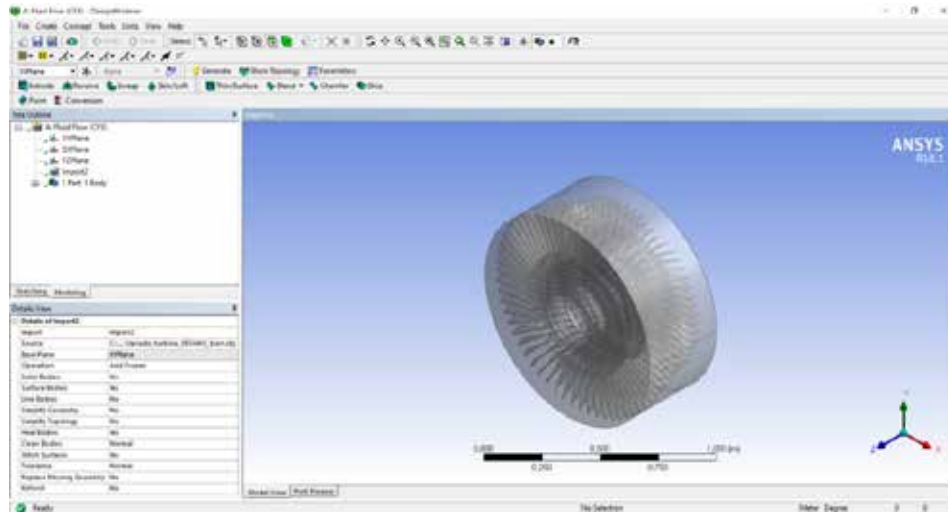
Una vez se completa la pieza deseada, se debe guardar el documento en formato STEP (.stp), esto con la finalidad de conservar el mayor conjunto de características realizadas en Autodesk Inventor sin alterar su geometría, una vez exportado al software de simulación CFX Ansys WorkBench. Luego de tener la pieza lista se abre Ansys y se procede a seleccionar del módulo de Analysis Systems, el Fluid Flow (CFX) (ver figura 58).



**Figura: 58** Ansys Workbench

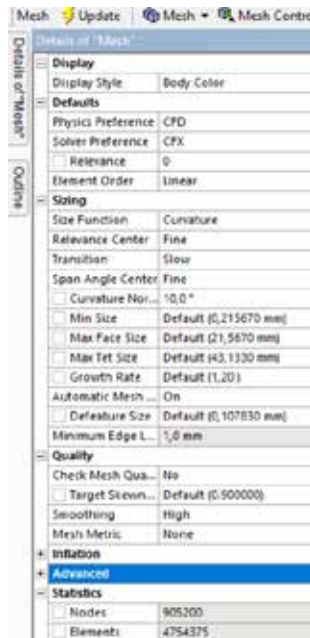
**Fuente:** Peña (2020)

Una vez aquí, se puede exportar la pieza de dos maneras. Uno, dando clic derecho en el ratón encima de donde dice Geometry y seleccionando Import Geometry, donde se busca la ubicación de la pieza en la PC y se selecciona. La otra manera sería, dando clic en Geometry y abrir el diseñador de preferencia, ya sea SpaceClaim o en este caso DesingModeler, una vez dentro del diseñador se clic en File y escogiendo la opción Import External Geometry File, donde se busca la pieza y se abre para visualizarla en el editor. Una vez seleccionada la pieza se tiene que dar clic en Generate en orden para que el programa muestre la pieza (ver figura 59).



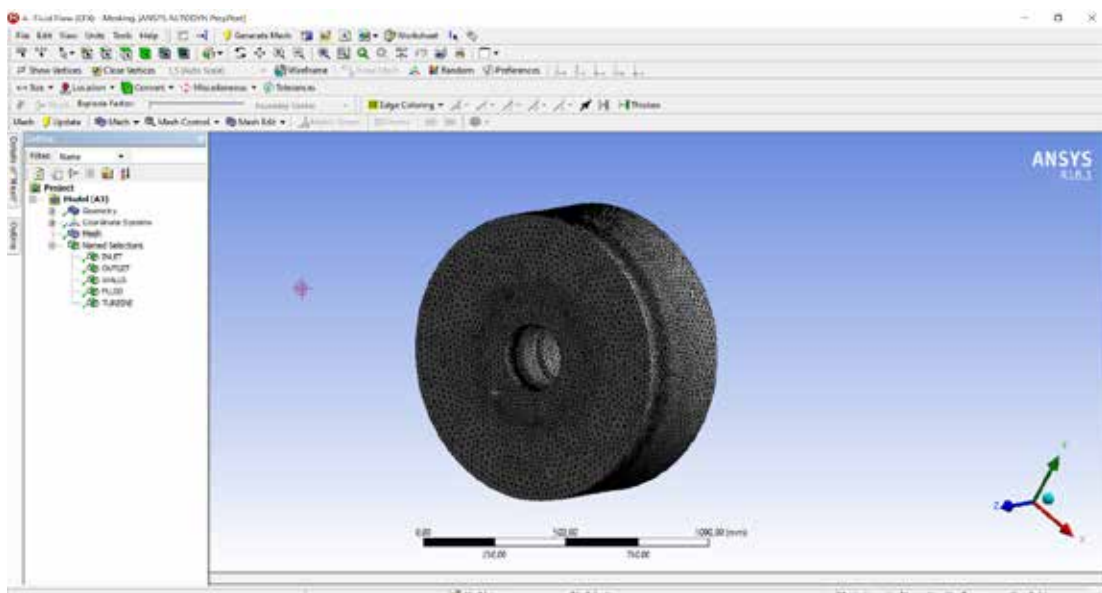
**Figura: 59** Pieza en DesignModeler  
**Fuente:** Peña (2020)

Luego se procede a realizar el mallado el cual por la cantidad de caras que tiene la pieza, su configuración fue la siguiente ver figura 60.



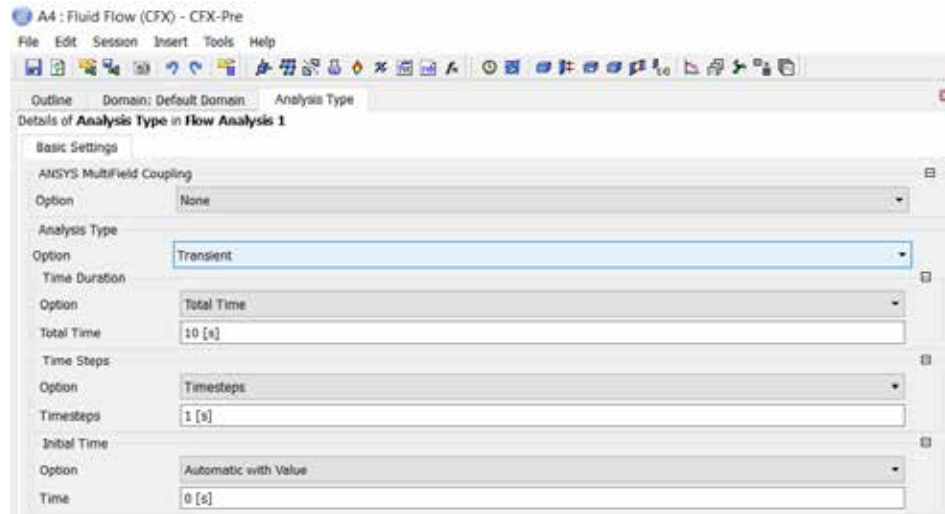
**Figura: 60** Configuración del mallado  
**Fuente:** Peña (2020)

Luego que se colocan las configuraciones se procede a generar el mallado, dándole clic a Generate Mesh. Una vez terminada la operación de mallado, se van a poder los nombres de las caras y cuerpos que se utilizaran como sistemas limites (ver figura 61). Se coloca Inlet y se selecciona la cara por la cual va a entrar el fluido, Outlet por donde sale el fluido, Turbine a la figura vaciada de la turbina y por último Walls a los lados de la circunferencia.



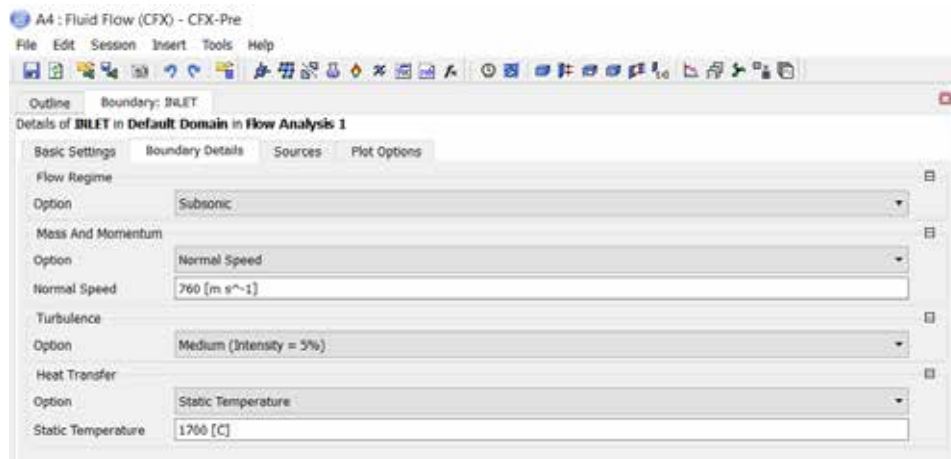
**Figura: 61** Mallado de pieza.  
**Fuente:** Peña (2020)

Una vez se tenga listo el mallado, se entra en Setup para poner las condiciones de trabajo. Se coloca en cada limite su condición a la cual esta se van a encontrar. Primero que todo es muy importante colocar bajo qué condiciones se va a encontrar el sistema, si en Steady o en Transient análisis, en este caso se usa Transient (ver figura 62) ya que el caso a estudiar requiere la variación de temperatura a través del tiempo mientras que en el Steady la temperatura se mantiene constante. Otra cosa importante a tener en cuenta es la cantidad de veces que se quiere evalué el proceso, en este caso lo dejamos en 10 ya que son trabajos que se demora bastante en realizar la computadora.



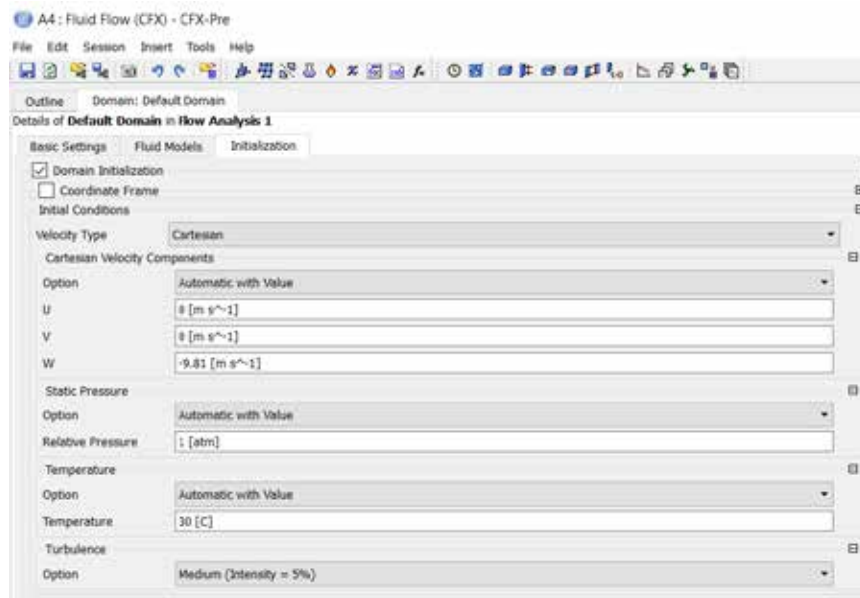
**Figura: 62** Configuración a Transient análisis  
**Fuente:** Peña (2020)

Luego de tener la configuración básica del análisis lista, se procede a introducir los parámetros que se quieren analizar. Para la entrada del flujo se introducen velocidades de 760 m/s y a una temperatura de 1700°C (ver figura 63). Ver anexo E, donde se detallan las condiciones máximas de trabajo de una turbina Rolls-Royce.



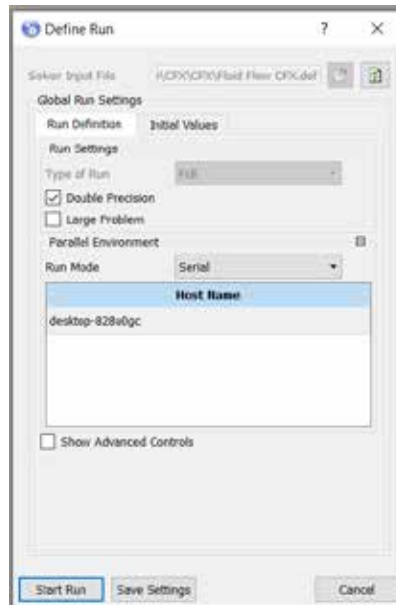
**Figura: 63** Parámetros de entrada  
**Fuente:** Peña (2020)

Por otra parte, se deben dar las características de inicio del análisis, se pone la aceleración de la gravedad de  $-9.81\text{m/s}$  en el eje Z, se considera una temperatura inicial ambiente de  $30^{\circ}\text{C}$  (ver figura 64).



**Figura: 64** Parámetros iniciales  
**Fuente:** Peña (2020)

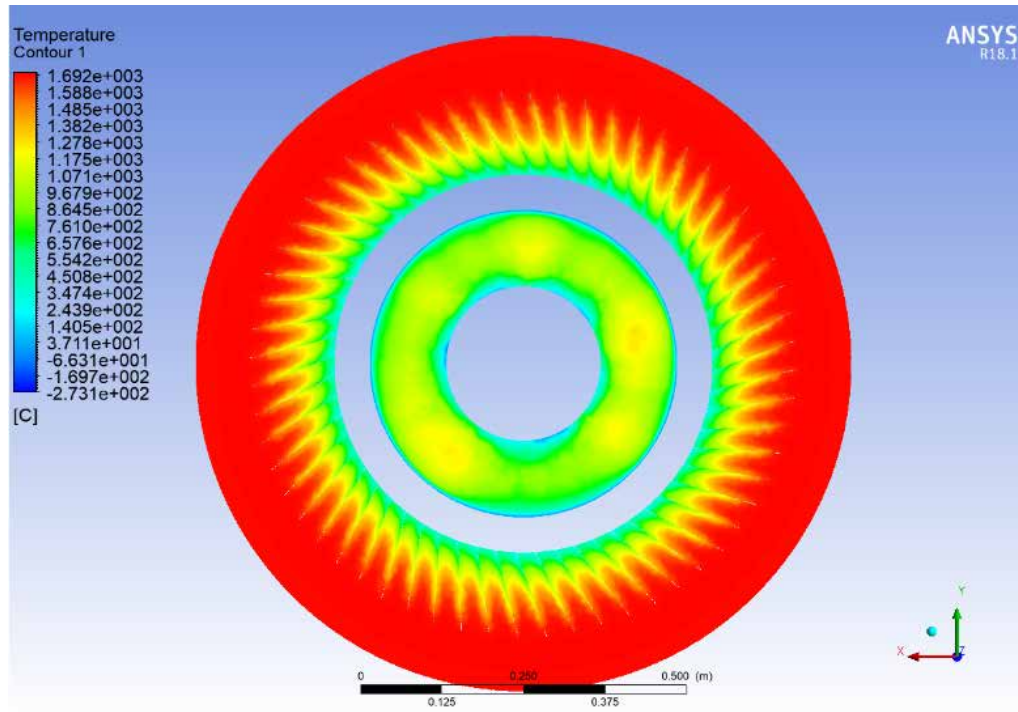
Por último, en el Workbench le vamos a dar a resultados. Esperamos a que cargue y saldrá una pestaña en la cual se va a seleccionar "Double Precision" y luego "Start Run" (ver figura 65). Este es el proceso más largo, debido a que aquí es donde ocurre la simulación, se deja la computadora mientras el programa corre, los resultados se obtuvieron luego de casi 2 horas de análisis.



**Figura: 65** Star Run del programa.  
**Fuente:** Peña (2020)

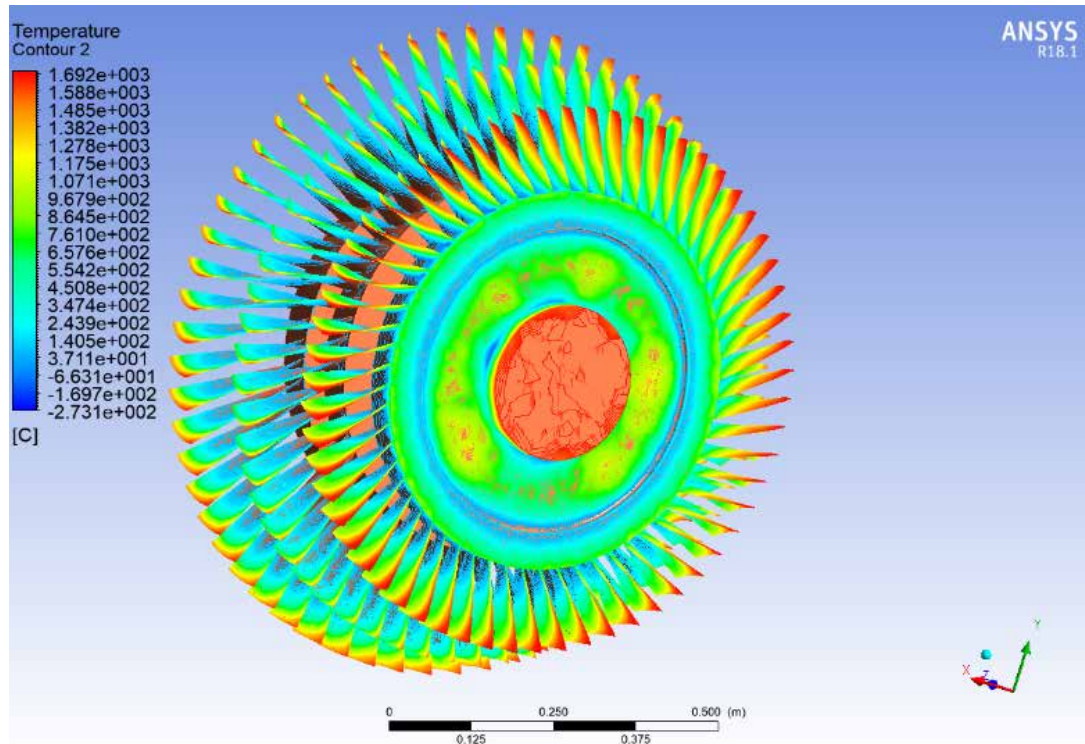
En consecuencia, de los análisis generados por el programa una vez estén listos, se abren los resultados en donde aparecen las diferentes variables que podemos observar como resultado de la simulación, en este caso la variable a estudiar es la temperatura. Se realiza un corte en el plano Z para mostrar cómo se ve la temperatura en un punto exacto del plano (ver figura 66).

En la figura 66 se aprecia como el gas se encuentra a temperaturas que se elevan hasta los 1690°C, este teniendo una incidencia en los álabes de aproximadamente 1300°C llegando al punto de fusión del Níquel, siendo este el material mas empleado para la elaboración de los álabes. Es por esto, que la refrigeración de estos es sumamente importante.



**Figura: 66** Corte del plano Z  
**Fuente:** Peña (2020)

Por otra parte, en la figura 67 se muestra la incidencia y el cambio de temperatura por las tres etapas de la turbina. Observándose como la temperatura puede llegar hasta los 1600°C en el tope de los álabes. Durante la primera etapa los gases afectan más a toda la región teniendo más incidencia que en las subsecuentes etapas, de igual manera todas estas tienen que estar capacitadas para soportar temperaturas que superen su punto de fusión.



**Figura: 67** Turbina bajo efecto de temperatura  
**Fuente:** Peña (2020)

En definitiva, se observa como a medida que el fluido va pasando por las etapas este va disminuyendo su temperatura. Sin embargo, en la primera etapa de la turbina se observan temperaturas elevadas a las cuales se tienen que prestarle atención ya que el material de los álabes de puede ver afecto ocasionando una posible falla en estos trayendo como consecuencia un grave accidente.

En consecuencia, para evitar alguna falla por temperatura en esta etapa del turbofan, es necesario poseer materiales adecuados que soporten estas condiciones. Por otra parte, tener un buen diseño de los álabes que permitan su refrigeración correcta para soportar las altas temperaturas procedente de la cámara de combustió

## CONCLUSIONES

La presente investigación tuvo como objetivo general, la simulación de los efectos generados por altas temperaturas en un turbofan. Para el cumplimiento de dicho objetivo se llevaron a cabo una serie de fases y actividades, que permitieron la elaboración del trabajo propuesto. En primer lugar, se realizó un diagnóstico del comportamiento del turbofan durante su funcionamiento, tanto interna como externamente. Posteriormente, se procedió a mencionar los materiales con la cual funciona cada etapa y las fallas que puedan ocurrir, así como también, se mencionan accidentes aéreos que han ocurrido. Terminando con una simulación térmica en la etapa de la turbina de alta presión.

Por otra parte, a pesar de que existen un promedio de 15 accidentes aéreos fatales por año, es el medio de transporte más seguro de todos. Esto se debe, que es muy poco probable encontrarse involucrado en un accidente de estos. Es aquí donde claramente se ve que los diseños de las aeronaves son sumamente confiables, a pesar de tener solo un factor de seguridad de 1,5 los aviones raramente suelen tener alguna falla mecánica siempre y cuando se cumplan todas las regulaciones de inspecciones y mantenimiento a tiempo.

Los accidentes aéreos, tienen como principal causa los errores humanos, ya sea por falta de inspecciones o por faltas cometidas de los pilotos durante el manejo de la aeronave. Sin embargo, cuando se trata de las causadas por altas temperaturas, estas ocurren en la parte de presión alta de la turbina causada principalmente por la fatiga térmica. Es por ello, que es sumamente importante tener un diseño óptimo con sus posteriores ensayos a cargas máximas y así evitar cualquier posible falla en esta parte.

Por consiguiente, los materiales usados en la industria son los de mayor calidad, estos probados y analizados para comprobar su comportamiento durante las mayores exigencias posibles. Sin embargo, se buscan mejorar las propiedades de las aleaciones para mejorar las condiciones de trabajo, sobre todo, en la etapa de la turbina donde a

una mayor temperatura de funcionamiento se puede obtener una mayor eficiencia. Esto en conjunto con las mejoras de diseño para obtener el mejor rendimiento posible del funcionamiento del turbofan.

Finalmente, con la utilización de softwares de diseño y análisis como Ansys Workbench y Autodesk Inventor, los cuales facilitan la realización de modelados 3D y estudios de aproximación numérica CFD, se realizó una simulación en la etapa de turbina de alta presión. Esta simulación se llevó a cabo determinando los parámetros a evaluar, en este caso la temperatura, en condiciones reales para obtener un resultado fiable. Estos parámetros de trabajo se recopilaron en diferentes documentos para proceder a ingresarlos en Ansys y obtener los resultados.

En consecuencia, se obtuvo como desenlace la alta incidencia de la temperatura en los álabes. Mostrando así la importancia de los materiales usados en estos y la necesidad de usar diseños que permitan la refrigeración de los álabes para permitir que el gas ingrese a esta etapa con una temperatura mucho mayor y así mejorar su rendimiento y disminuir el consumo de combustible. Así como también, se observa que el diseño está hecho para soportar sus condiciones de trabajo, haciendo importante la constante inspección del equipo para conseguir algún desgaste producido por el funcionamiento.

## **RECOMENDACIONES**

En una industria donde se prevé un aumento de aproximadamente el doble de aeronaves utilizadas en los próximos 20 años, se recomienda optimizar los diseños de los motores para mejorar rendimientos y evitar algún tipo de falla. Al mismo tiempo, lograr erradicar, o minimizar, los accidentes ocurridos por errores humanos incentivando a las aerolíneas a cumplir con los estándares internacionales, así como también, creando conciencia en los inspectores para hacer que realicen su trabajo sin sentirse presionados por las compañías que esperan poder llevar a cabo sus vuelos con normalidad. Esto haciéndoles entender que, de conseguir un problema, por más pequeño que sea, mandar a revisar la aeronave y no permitir el despegue hasta solucionar el mismo. Por otra parte, ser más exigentes al otorgar las licencias a los pilotos para lograr que sean capaces de cumplir todos los lineamientos establecidos.

En el diseño de la turbina se recomienda mejorar las aleaciones, así como también, la capacidad de refrigeración de los álabes a través de su diseño. Lograr mejorar esto, implicaría permitir un aumento de temperatura en la admisión de los gases provenientes de la cámara de combustión, lo que está directamente relacionada con la eficiencia del motor.

Cabe destacar, que para un resultado más exacto se recomienda realizar una simulación completa del turbofan con todas sus partes, poniendo la mayor cantidad de parámetros conocidos y así generar la simulación más exacta posible, obteniendo resultados más precisos. En orden para realizar esto, se debe poseer una computadora con una alta capacidad de procesamiento, ya que serían cálculos sumamente complejos y tomarían bastante tiempo en llevarse a cabo.

Por último, a la Universidad José Antonio Páez, se le recomienda añadir una materia en la cual enseñen simulaciones dinámicas y de fluidos. En consideración que como ingenieros mecánicos esta es una herramienta sumamente importante para desarrollar proyectos importantes en cualquier industria.

## BIBLIOGRAFÍA

Air Accidents Investigation Branch (2018). **AAIB Publications. Visitado 18-01-2020.** Disponible en: <https://www.gov.uk/government/publications/aaib-publications/aaib-publications>

ANSYS-CFX (2016). **Release 17 ANSYS CFX-Solver Theory Guide.**

Aragonés I (2011), “**Simulación CFD de la etapa de turbinado de un motor a reacción**”

Tesis de grado. Universidad Politécnica de Catalunya

Balestrini (2006). **Como se elabora el proyecto de investigación.** Edición N<sup>a</sup> 7.

Boeing (2018). **Statiscal Summary of Commercial Jet Airplane Accidents.** Edición N<sup>a</sup> 50

cbsnews (2010). Jet Engine Failures Rare, Usually Not Fatal.

Disponible en:

Cengel y Boles (2012). **Termodinámica.** Séptima Edición. Editorial Mc Graw Hill.

Federal Aviation Administration. **Aviation Handbooks & Manuals. Visitado 11-12-2019.** Disponible en:

[https://www.faa.gov/regulations\\_policies/handbooks\\_manuals/aviation/](https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/)

Fidias (2012). **Proyecto de Investigación: Introducción a la Metodología.** Edición N<sup>a</sup> 5. Caracas: Editorial Episteme.

Flórez A y González J (2013), “**diseño y simulación de una turbina para un motor turbojet cj 610-4**”.

Tesis de grado. Universidad De San Buenaventura

General Electric Aviation. **The GE90 Engine. Visitado 11-12-2019**

Disponible en: <https://www.geaviation.com/commercial/engines/ge90-engine>

Keltner. **FAA and NTSB. Visitado 22-01-2020**

Disponible en: <https://sm4.global-aero.com/articles/faa-and-ntsb/>

López (2012). **Estudio de un Turbofan.**

Tesis de grado. Universidad Autónoma de Baja California

López I (2014), “**Análisis Termodinámico de un Motor Turbofan**”.

Tesis de grado. Universidad Politécnica de Catalunya

Mott (2013). **Mecánica de Fluidos.** Edición Nª 6

NASA (2015). **Turbofan Engine. Visitado 11-12-2019**

Disponible en: <https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/aturbf.html>

NTSB (2016). **Uncontained Engine Failure and Subsequent Fire American Airlines Flight 383 Boeing 767-323, N345AN**

NTSB. **Accidents Reports. Visitado 18-01-2020**

Disponible en:

<https://www.nts.gov/investigations/AccidentReports/Pages/AccidentReports.aspx>

Rolls-Royce (1986). **The JET ENGINE.**

Sabino (2010). **El proceso de investigación.** Edición N<sup>a</sup> 6.

Sharma (2012). **Pratt and Whitney Turbofan Engine (pure power 1000G).** visitado **5-12-2019.** Disponible en:  
<https://grabcad.com/library/pratt-and-whitney-turbofan-engine-pure-power-1000g>

Tamayo y Tamayo (2007). **El proceso de la investigación científica.** Edición N<sup>a</sup> 4.

Wyllen (1999). **Fundamentos de Termodinámica.** Segunda Edición. Editorial LIMUSA.

# ANEXOS

## ANEXO A REGULACIONES SEGÚN LA FAA

### Subpart C—Structure

[↑ Back to Top](#)

#### GENERAL

[↑ Back to Top](#)

#### **§25.301 Loads.**

(a) Strength requirements are specified in terms of limit loads (the maximum loads to be expected in service) and ultimate loads (limit loads multiplied by prescribed factors of safety). Unless otherwise provided, prescribed loads are limit loads.

(b) Unless otherwise provided, the specified air, ground, and water loads must be placed in equilibrium with inertia forces, considering each item of mass in the airplane. These loads must be distributed to conservatively approximate or closely represent actual conditions. Methods used to determine load intensities and distribution must be validated by flight load measurement unless the methods used for determining those loading conditions are shown to be reliable.

(c) If deflections under load would significantly change the distribution of external or internal loads, this redistribution must be taken into account.

[Doc. No. 5066, 29 FR 18291, Dec. 24, 1964, as amended by Amdt. 25-23, 35 FR 5672, Apr. 8, 1970]

[↑ Back to Top](#)

#### **§25.303 Factor of safety.**

Unless otherwise specified, a factor of safety of 1.5 must be applied to the prescribed limit load which are considered external loads on the structure. When a loading condition is prescribed in terms of ultimate loads, a factor of safety need not be applied unless otherwise specified.

[Amdt. 25-23, 35 FR 5672, Apr. 8, 1970]

[↑ Back to Top](#)

### **§25.303 Factor of safety.**

Unless otherwise specified, a factor of safety of 1.5 must be applied to the prescribed limit load which are considered external loads on the structure. When a loading condition is prescribed in terms of ultimate loads, a factor of safety need not be applied unless otherwise specified.

[Amdt. 25-23, 35 FR 5672, Apr. 8, 1970]

[↑ Back to Top](#)

### **§25.305 Strength and deformation.**

(a) The structure must be able to support limit loads without detrimental permanent deformation. At any load up to limit loads, the deformation may not interfere with safe operation.

(b) The structure must be able to support ultimate loads without failure for at least 3 seconds. However, when proof of strength is shown by dynamic tests simulating actual load conditions, the 3-second limit does not apply. Static tests conducted to ultimate load must include the ultimate deflections and ultimate deformation induced by the loading. When analytical methods are used to show compliance with the ultimate load strength requirements, it must be shown that—

- (1) The effects of deformation are not significant;
- (2) The deformations involved are fully accounted for in the analysis; or
- (3) The methods and assumptions used are sufficient to cover the effects of these deformations.

(c) Where structural flexibility is such that any rate of load application likely to occur in the operating conditions might produce transient stresses appreciably higher than those corresponding to static loads, the effects of this rate of application must be considered.

(d) [Reserved]

(e) The airplane must be designed to withstand any vibration and buffeting that might occur in any likely operating condition up to  $V_D/M_D$ , including stall and probable inadvertent excursions beyond the boundaries of the buffet onset envelope. This must be shown by analysis, flight tests, or other tests found necessary by the Administrator.

**§25.305 Strength and deformation.**

(a) The structure must be able to support limit loads without detrimental permanent deformation. At any load up to limit loads, the deformation may not interfere with safe operation.

(b) The structure must be able to support ultimate loads without failure for at least 3 seconds. However, when proof of strength is shown by dynamic tests simulating actual load conditions, the 3-second limit does not apply. Static tests conducted to ultimate load must include the ultimate deflections and ultimate deformation induced by the loading. When analytical methods are used to show compliance with the ultimate load strength requirements, it must be shown that—

(1) The effects of deformation are not significant;

(2) The deformations involved are fully accounted for in the analysis; or

(3) The methods and assumptions used are sufficient to cover the effects of these deformations.

(c) Where structural flexibility is such that any rate of load application likely to occur in the operating conditions might produce transient stresses appreciably higher than those corresponding to static loads, the effects of this rate of application must be considered.

(d) [Reserved]

(e) The airplane must be designed to withstand any vibration and buffeting that might occur in any likely operating condition up to  $V_D/M_D$ , including stall and probable inadvertent excursions beyond the boundaries of the buffet onset envelope. This must be shown by analysis, flight tests, or other tests found necessary by the Administrator.

(f) Unless shown to be extremely improbable, the airplane must be designed to withstand any forced structural vibration resulting from any failure, malfunction or adverse condition in the flight control system. These must be considered limit loads and must be investigated at airspeeds up to  $V_C/M_C$ .

[Doc. No. 5066, 29 FR 18291, Dec. 24, 1964, as amended by Amdt. 25-23, 35 FR 5672, Apr. 8, 1970; Amdt. 25-54, 45 FR 60172, Sept. 11, 1980; Amdt. 25-77, 57 FR 28949, June 29, 1992; Amdt. 25-86, 61 FR 5220, Feb. 9, 1996]

[↑ Back to Top](#)

---

**§25.841 Pressurized cabins.**

(a) Pressurized cabins and compartments to be occupied must be equipped to provide a cabin pressure altitude of not more than 8,000 feet at the maximum operating altitude of the airplane under normal operating conditions.

(1) If certification for operation above 25,000 feet is requested, the airplane must be designed so that occupants will not be exposed to cabin pressure altitudes in excess of 15,000 feet after any probable failure condition in the pressurization system.

(2) The airplane must be designed so that occupants will not be exposed to a cabin pressure altitude that exceeds the following after decompression from any failure condition not shown to be extremely improbable:

(i) Twenty-five thousand (25,000) feet for more than 2 minutes; or

(ii) Forty thousand (40,000) feet for any duration.

(3) Fuselage structure, engine and system failures are to be considered in evaluating the cabin decompression.

(b) Pressurized cabins must have at least the following valves, controls, and indicators for controlling cabin pressure:

(1) Two pressure relief valves to automatically limit the positive pressure differential to a predetermined value at the maximum rate of flow delivered by the pressure source. The combined capacity of the relief valves must be large enough so that the failure of any one valve would not cause an appreciable rise in the pressure differential. The pressure differential is positive when the internal pressure is greater than the external.

(2) Two reverse pressure differential relief valves (or their equivalents) to automatically prevent a negative pressure differential that would damage the structure. One valve is enough, however, if it is of a design that reasonably precludes its malfunctioning.

(3) A means by which the pressure differential can be rapidly equalized.

(4) An automatic or manual regulator for controlling the intake or exhaust airflow, or both, for maintaining the required internal pressures and airflow rates.

(5) Instruments at the pilot or flight engineer station to show the pressure differential, the cabin pressure altitude, and the rate of change of the cabin pressure altitude.

(6) Warning indication at the pilot or flight engineer station to indicate when the safe or preset pressure

---

**§25.851 Fire extinguishers.**

(a) *Hand fire extinguishers.* (1) The following minimum number of hand fire extinguishers must be conveniently located and evenly distributed in passenger compartments:

<b>Passenger capacity</b>	<b>No. of extinguishers</b>
7 through 30	1
31 through 60	2
61 through 200	3
201 through 300	4
301 through 400	5
401 through 500	6
501 through 600	7
601 through 700	8

(2) At least one hand fire extinguisher must be conveniently located in the pilot compartment.

(3) At least one readily accessible hand fire extinguisher must be available for use in each Class A or Class B cargo or baggage compartment and in each Class E or Class F cargo or baggage compartment that is accessible to crewmembers in flight.

(4) At least one hand fire extinguisher must be located in, or readily accessible for use in, each galley located above or below the passenger compartment.

(5) Each hand fire extinguisher must be approved.

(6) At least one of the required fire extinguishers located in the passenger compartment of an airplane with a passenger capacity of at least 31 and not more than 60, and at least two of the fire extinguishers located in the passenger compartment of an airplane with a passenger capacity of 61 or more must contain Halon 1211 (bromochlorodifluoromethane CBrC<sub>1</sub>F<sub>2</sub>), or equivalent, as the extinguishing agent. The type of extinguishing agent used in any other extinguisher required by this section must be appropriate for the kinds of fires likely to occur where used.

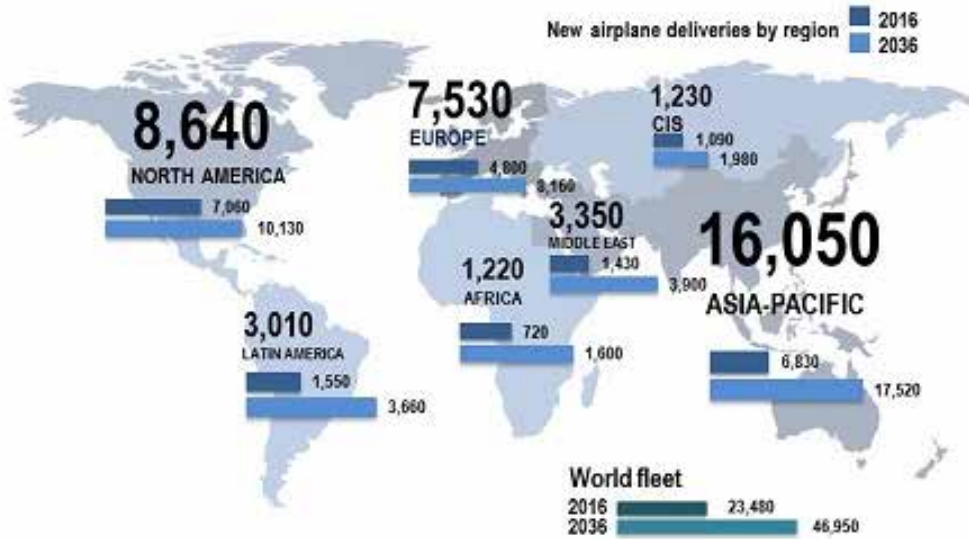
(7) The quantity of extinguishing agent used in each extinguisher required by this section must be appropriate for the kinds of fires likely to occur where used.

(8) Each extinguisher intended for use in a personnel compartment must be designed to minimize the

## ANEXO B CRECIMIENTO AERONAUTICO SEGUN BOEING



✈️ **41,030** new airplanes    💰 valued at **\$6.1** trillion



### NEW AIRPLANES TO BE DELIVERED BY 2036



## ANEXO C

# PARÁMETROS DE FUNCIONAMIENTO DEL TURBOFAN GE90

## GE90 Fact Sheet

November 9, 1995

Entry into service of the GE90 high bypass turbofan engine on the Boeing 777 aircraft opens a new era of propulsion for commercial aviation. The GE90 is a unique synthesis of both new and proven technologies that will serve as the standard for engines of the future.

- Designed, developed, and produced by GE Aircraft Engines with revenue-sharing participants Snecma of France, Ishikawajima-Harima Heavy Industries (IHI) of Japan and FiatAvio of Italy.
- GE Aircraft Engines is one of the 12 major businesses of General Electric Company, U.S.A., an international, diversified company with a strong technology base and a reputation for leading-edge innovation.
- GE Aircraft Engines' first new base-line engine for large commercial aircraft in more than 20 years.
- World's most powerful aircraft engine, with a world's record thrust of 110,300 pounds and 65 hours of operation at thrust levels exceeding 100,000 pounds.
- World's largest aircraft engine: the 123-inch diameter of the GE90 fan is approximately equal to the diameter of the fuselage of a Boeing 727 airliner.
- First successful application of composite fan blades, instead of titanium blades, for commercial turbofan engines.
- Highest bypass ratio (9:1) and highest overall pressure ratio (40:1) for greatest propulsion efficiency.
- Lowest noise of the engines for the 777, to meet the most demanding noise restrictions now and in the future.
- Lowest fuel burn of the engines for the 777.
- Emissions margins more than sufficient to meet any foreseeable requirements.
- Draws upon the technology heritage of the CF6 and CFM56 engines, which have been proven over 20 years as the most reliable turbofan engines in commercial aviation.

### Technical Data

	<b>GE90-115B</b>
Max. thrust	512 kN (115,000 lbf)
Bypass ratio	9:1
Pressure ratio	42:1
Length (installable spare)	7290 mm (287 in)
Fan diameter	3251 mm (128 in)
Dry weight	8282 kg (18,260 lbs)

GE90 Engine Model Comparison		
	-94B	-115B
<b>Physical Information</b>		
Fan/Compressor Stages	1/3/10	1/4/9
Low-Pressure Turbine / High-Pressure Turbine	6/2	6/2
Maximum Diameter (Inches)	134	135
Length (Inches)	287	287
<b>Power Specifications</b>		
Max Power at Sea Level	93,700	115,300
Overall Pressure Ratio at Max Power	40	42

## ANEXO D REQUIRIMIENTOS DEL COMBUSTIBLE

### Fuel system

#### Fuel requirements

107. In general, a gas turbine fuel should have the following qualities:

- (1) Be 'pumpable' and flow easily under all operating conditions.
- (2) Permit engine starting at all ground conditions and give satisfactory flight relighting characteristics.
- (3) Give efficient combustion at all conditions.
- (4) Have as high a calorific value as possible.
- (5) Produce minimal harmful effects on the combustion system or the turbine blades.
- (6) Produce minimal corrosive effects on the fuel system components.
- (7) Provide adequate lubrication for the moving parts of the fuel system.
- (8) Reduce fire hazards to a minimum.

108. The pumping qualities of the fuel depend upon its viscosity or thickness, which is related to fuel temperature. Fuel must be satisfactory down to approximately -50 deg. C. As the fuel temperature falls, ice crystals may form to cause blockage of the fuel filter or the orifices in the fuel system. Fuel heating and anti-icing additives are available to alleviate this problem.

109. For easy starting, the gas turbine engine depends upon the satisfactory ignition of the atomized spray of fuel from the fuel spray nozzles, assuming that the engine is being motored at the required speed. Satisfactory ignition depends upon the quality of fuel in two ways:

- (1) The volatility of the fuel; that is, its ability to vaporize easily, especially at low temperatures.
- (2) The degree of atomization, which depends upon the viscosity of the fuel, the fuel pressure applied, and the design of the atomizer.

110. The calorific value (fig. 10-21) of a fuel is an expression of the heat or energy content per pound or gallon that is released during combustion. This value, which is usually expressed in British thermal units, influences the range of an aircraft. Where the limiting factor is the capacity of the aircraft tanks, the calorific value per unit volume should be as high as possible, thus enabling more energy, and hence more aircraft range, to be obtained from a given volume of fuel. When the useful payload is the limiting factor, the calorific value per unit of weight should be as high as possible, because more energy can then be obtained from a minimum weight of fuel.

Other factors which affect the choice of heat per unit of volume or weight, must also be taken into consideration; these include the type of aircraft, the duration of flight, and the required balance between fuel weight and payload.

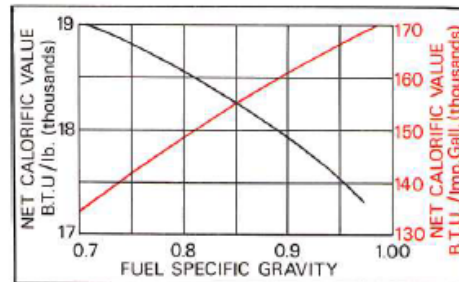


Fig. 10-21 Relationship between calorific value and specific gravity.

111. Turbine fuels tend to corrode the components of the fuel and combustion systems mainly as a result of the sulphur and water content of the fuel. Sulphur, when burnt in air, forms sulphur dioxide; when mixed with water this forms sulphurous acid and is very corrosive, particularly on copper and lead. Because it is impracticable to completely remove the sulphur content, it is essential that the sulphur be kept to a controlled minimum. Although free water is removed prior to use, dissolved water, i.e. water in solution, cannot be effectively removed, as the fuel would re-absorb moisture from the atmosphere when stored in a vented aircraft or storage tank (para. 118).

112. All gas turbine fuels are potentially dangerous and therefore handling and storage precautions should be strictly observed.

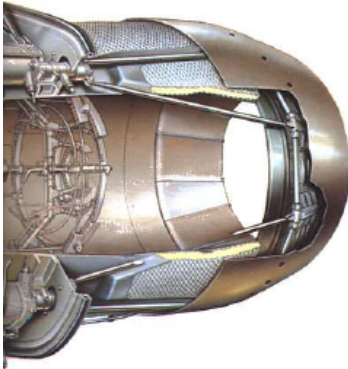
#### Vapour locking and boiling

113. The main physical difference between kerosine and wide-cut fuels is their degree of volatility, the latter type of fuel having a higher volatility, thus increasing the problem of vapour locking and boiling. With kerosine-type fuels, the volatility is controlled by distillation and flash point, but with the wide-cut fuels it is controlled by distillation and the Reid Vapour Pressure (R.V.P.) test. In this test, the absolute pressure of the fuel is recorded by special apparatus with the fuel temperature at 37.8 deg. C. (100 deg. F.).

114. Kerosine has a low vapour pressure and will boil only at extremely high altitudes or high tempera-

**ANEXO E**  
**TEMPERATURA DE FUNCIONAMIENTO DE LA TURBINA**

## 5: Turbines



Contents	Page
Introduction	45
Energy transfer from gas flow to turbine	49
Construction	51
Nozzle guide vanes	
Turbine discs	
Turbine blades	
Contra-rotating turbines	
Dual alloy discs	
Compressor-turbine matching	53
Materials	53
Nozzle guide vanes	
Turbine discs	
Turbine blades	
Balancing	57

### INTRODUCTION

1. The turbine has the task of providing the power to drive the compressor and accessories and, in the case of engines which do not make use solely of a jet for propulsion, of providing shaft power for a propeller or rotor. It does this by extracting energy from the hot gases released from the combustion system and expanding them to a lower pressure and

temperature. High stresses are involved in this process, and for efficient operation, the turbine blade tips may rotate at speeds over 1,500 feet per second. The continuous flow of gas to which the turbine is exposed may have an entry temperature between 850 and 1,700 deg. C. and may reach a velocity of over 2,500 feet per second in parts of the turbine.

2. To produce the driving torque, the turbine may consist of several stages each employing one row of stationary nozzle guide vanes and one row of moving blades (fig. 5-1). The number of stages depends upon the relationship between the power required

## ANEXO F ESTANDARES AMBIENTALES SEGUN LA ISA

### THE INTERNATIONAL STANDARD ATMOSPHERE (I.S.A.)

ALTITUDE (h)		AMBIENT TEMPERATURE (T <sub>0</sub> )			AMBIENT PRESSURE (P <sub>0</sub> )		SPEED OF SOUND (a <sub>0</sub> )		
Feet	Metres	Deg. K.	Deg. C.	Deg. F.	lb./sq. in.	millibars	ft./sec.	knots	m./sec.
-1,000	-304.8	290.13	+16.98	62.6	15.24	1050.4	1120.3	663.3	341.5
0	0	288.15	15.00	59.0	14.69	1013.2	1116.6	661.1	340.3
+1,000	+304.8	286.17	13.02	55.4	14.17	977.1	1112.6	658.8	339.1
2,000	609.6	284.19	11.04	51.9	13.66	942.1	1108.7	656.5	337.9
3,000	914.4	282.21	9.06	48.3	13.17	908.1	1104.9	654.2	336.8
4,000	1219.2	280.23	7.08	44.7	12.69	875.1	1100.9	651.9	335.6
5,000	1524.0	278.24	5.09	41.2	12.23	843.0	1097.1	649.6	334.4
6,000	1828.8	276.26	3.11	37.6	11.78	811.9	1093.2	647.8	333.2
7,000	2133.6	274.28	1.13	34.0	11.34	781.8	1089.3	644.9	332.0
8,000	2438.4	272.30	-0.85	30.5	10.92	752.6	1085.3	642.6	330.8
9,000	2743.2	270.32	-2.83	26.9	10.51	724.3	1081.4	640.3	329.6
10,000	3048.0	268.34	-4.81	23.3	10.11	696.8	1077.4	637.9	328.4
11,000	3352.8	266.36	-6.79	19.8	9.72	670.2	1073.4	635.6	327.2
12,000	3657.6	264.38	-8.77	16.2	9.35	644.4	1069.4	633.2	325.9
13,000	3962.4	262.39	-10.76	12.6	8.98	619.4	1065.4	630.8	324.7
14,000	4267.2	260.41	-12.74	9.1	8.63	595.2	1061.4	628.4	323.5
15,000	4572.0	258.43	-14.72	5.5	8.29	571.7	1057.3	626.0	322.3
16,000	4876.8	256.45	-16.70	1.9	7.97	549.1	1053.3	623.6	321.1
17,000	5181.6	254.47	-18.68	-1.6	7.65	527.2	1049.2	621.2	319.8
18,000	5486.4	252.49	-20.66	-5.2	7.34	505.9	1045.1	618.8	318.5
19,000	5791.2	250.51	-22.64	-8.8	7.04	485.6	1040.9	616.4	317.3
20,000	6096.0	248.53	-24.62	-12.3	6.75	465.6	1036.9	613.9	316.1
21,000	6400.8	246.54	-26.61	-15.9	6.48	446.4	1032.7	611.5	314.8
22,000	6705.6	244.56	-28.59	-19.5	6.21	427.9	1028.6	609.0	313.5
23,000	7010.4	242.58	-30.57	-23.0	5.95	409.9	1024.4	606.5	312.2
24,000	7315.2	240.60	-32.55	-26.6	5.69	392.7	1020.2	604.1	310.9
25,000	7620.0	238.62	-34.53	-30.2	5.45	375.9	1015.9	601.6	309.7
26,000	7924.8	236.64	-36.51	-33.7	5.22	359.9	1011.8	599.1	308.4
27,000	8229.6	234.66	-38.49	-37.3	4.99	344.3	1007.5	596.6	307.1
28,000	8534.4	232.68	-40.47	-40.9	4.78	329.3	1003.2	594.0	305.8
29,000	8839.2	230.69	-42.46	-44.4	4.57	314.8	998.9	591.5	304.5
30,000	9144.0	228.71	-44.44	-48.0	4.36	300.9	994.7	588.9	303.2
31,000	9448.8	226.73	-46.42	-51.6	4.17	287.4	990.3	586.4	301.9
32,000	9753.6	224.75	-48.40	-55.1	3.98	274.5	986.0	583.8	300.5
33,000	10058.4	222.77	-50.38	-58.7	3.80	261.9	981.7	581.2	299.2
34,000	10363.2	220.79	-52.36	-62.3	3.63	249.9	977.3	578.7	297.9
35,000	10668.0	218.81	-54.34	-65.8	3.46	238.4	972.9	576.1	296.5
36,000	10972.8	216.83	-56.32	-69.4	3.29	227.3	968.5	573.4	295.2
36,089	11000.0	216.65	-56.50	-69.7	3.28	226.3	968.1	573.2	295.1
37,000	11277.6	Ambient temperature remains constant from this point up to 65,617 ft.			3.14	216.6	Speed of sound remains constant from this point up to 65,617 ft.		
38,000	11582.4				2.99	206.5			
39,000	11887.2				2.85	196.8			
40,000	12192.0				2.72	187.5			
45,000	13716.0				2.14	147.5			
50,000	15240.0				1.68	115.9			
55,000	16764.0				1.32	91.2			
60,000	18288.0				1.04	71.7			
65,000	19812.0				0.82	56.4			