



Universidad de Valladolid



ESCUELA DE INGENIERÍAS
INDUSTRIALES

Máster en Ingeniería Industrial

MASTER EN INGENIERÍA INDUSTRIAL
ESCUELA DE INGENIERÍAS INDUSTRIALES
UNIVERSIDAD DE VALLADOLID

TRABAJO FIN DE MÁSTER

**ANÁLISIS Y ESTUDIO DE LOS MOTORES A REACCIÓN
CIVILES**

Autor: Dña. Victoria Hernández Bernardo
Tutor: Dña. Miriam Reyes Serrano

Valladolid, Julio, 2018

RESUMEN

El presente proyecto recoge una caracterización completa de los motores a reacción utilizados actualmente en la aviación civil. Esta caracterización se realiza en función del alcance que vayan a cubrir y en función de su empuje, ya que ambos parámetros son decisivos para las compañías aéreas. Para estudiarlos, se ha procedido a comparar sus parámetros fundamentales: configuración, diámetro del fan, peso, relación de derivación, flujo másico de entrada de aire, índice OPR y tasa de consumo de combustible (TSFC).

Tras la caracterización, se concluye que el motor más utilizado es el motor turbofan de doble eje y alto índice de derivación.

Debido a que el principal problema al que se enfrentan las compañías actualmente es el de reducir sus emisiones contaminantes para cumplir los objetivos de la normativa vigente, se estudia cual es la repercusión de este tipo de motores tanto a nivel local como global, y se realiza una síntesis de la normativa vigente.

A continuación, se procedió a un estudio exergético con el objetivo de determinar en qué partes del motor se producen las mayores pérdidas de exergía debido a las irreversibilidades de cada componente. Con este balance se determinó que es en la cámara de combustión donde se produce la mayor destrucción de exergía debido a las características del proceso de combustión.

Por tanto, con el objetivo de cumplir la legislación vigente en cuanto a impacto ambiental y la mejora de la eficiencia del motor turbofan, se plantean un conjunto de alternativas que se centran en mejorar la eficiencia de la cámara de combustión mediante la gestión del calor, utilizando en el núcleo del motor refrigeradores, recuperadores y enfriadores entre otras opciones. Además, se pueden utilizar combustibles alternativos sostenibles tan eficientes como los actuales, pero más respetuosos con el medio ambiente, si no completamente si en un porcentaje que ayude a mejorar las emisiones.

ABSTRACT

The present project is a complete characterization of jet engines currently in civil aviation. This characterization is realized in function of the flight range their thrust, due to both parameters are decisive for the air companies. For studies, a comparison was made between the fundamental parameters: fan diameter, weight, derivation ratio, mass flow of air intake, OPR index and fuel consumption rate (TSFC).

After the characterization, it is concluded that the engine most used is the turbofan engine with double axis and high bypass ratio.

Because of the main problem is that the current regulations aims to reducing polluting emissions, this work studies the impact local and global of this type of engines, It also includes a synthesis of the current regulations.

Then, an exergy study was done in order to determine in which parts of the engine occur the deficiencies of each component. With this balance it is determined that it is in the combustion chamber where the greatest destruction of exercise occurs due to the characteristics of the combustion process.

Therefore, in order to comply with current legislation regarding environmental impact and improving the efficiency of the turbofan engine, a set of alternatives are proposed that focus on improving the efficiency of the combustion chamber through heat management, using coolers, recuperators and coolers in the engine core. In addition, sustainable alternative fuels can be used as efficient as current ones, but more respectful with the environment, if not completely in a percentage that helps to improve emissions.

PALABRAS CLAVE

Motores reacción, Turbofan, Emisiones, Exergía, Optimización.

INDICE

Capítulo 1 : OBJETIVOS, MOTIVACION JUSTIFICACIÓN	1
1.1. ANTECEDENTES Y MOTIVACIÓN	1
1.2. JUSTIFICACIÓN	2
1.3. OBJETIVOS Y ESTRUCTURA DE LA MEMORIA.....	2
Capítulo 2 : DEFINICIÓN, CLASIFICACIÓN Y FUNCIONAMIENTO DE UN MOTOR A RECCIÓN	5
2.1. DEFINICIÓN Y CLASIFICACIÓN	5
2.2. AERORREACTORES SIN COMPRESOR.....	6
2.2.1. ESTATORREACTORES.....	6
2.2.2. PULSORREACTOR	7
2.3. AERORREACTORES CON COMPRESOR.....	8
2.3.1. TURBORREACTOR	8
2.3.2. TURBOHÉLICE	10
2.3.3. TURBOFAN.....	11
Capítulo 3 : ESTUDIO DE MERCADO DE LOS MOTORES COMERCIALES EN AVIACIÓN CIVIL	15
3.1. PRINCIPALES COMPAÑÍAS FABRICANTES DE MOTORES A RECCIÓN.	15
3.2. ESTUDIO DE LOS MOTORES COMERCIALES DE LAS PRINCIPALES COMPAÑÍAS DE MOTORES DE AVIACIÓN	17
3.3. COMPAÑÍA GENERAL ELECTRIC (G.E).....	21
MOTORES DE LARGO ALCANCE G.E.....	22
MOTORES DE MEDIO ALCANCE G.E	30
MOTORES DE CORTO ALCANCE G.E.....	36
3.4. COMPAÑÍA PRATT & WHITNEY (P&W).....	38
MOTORES DE LARGO ALCANCE P&W	40
MOTORES DE MEDIO ALCANCE P&W.....	46
3.5. COMPAÑÍA ROLLS-ROYCE (R&R)	54
MOTORES DE LARGO ALCANCE R&R.....	55
MOTORES DE MEDIO ALCANCE R&R.	63
3.6 RESULTADOS DEL ESTUDIO DE MERCADO	66

Capítulo 4 : IMPACTO AMBIENTAL DE LA AVIACIÓN CIVIL.....	73
4.1. IMPACTO AMBIENTAL LOCAL	73
4.2. IMPACTO AMBIENTAL GLOBAL	74
4.3. GESTIÓN DEL IMPACTO AMBIENTAL.....	75
4.3.1. GESTION DEL IMPACTO ACÚSTICO	75
4.3.2. GESTIÓN DEL IMPACTO DE LAS EMISIONES	76
4.3.3. TENDENCIA ACTUAL DEL IMPACTO AMBIENTAL.....	79
Capítulo 5 : ESTUDIO EXERGÉTICO DE UN MOTOR A REACCIÓN TURBOFAN. 83	83
5.1. DESCRIPCIÓN DEL SISTEMA	83
5.2. ANÁLISIS EXERGÉTICO DE LOS DIFERENTES COMPONENTES	84
Capítulo 6 : MEDIDAS PARA MITIGAR EL IMPACTO AMBIENTAL	93
6.1. AVANCE TECNOLÓGICO	93
6.1.1. NÚCLEO REFRIGERADO	95
6.1.2. NÚCLEO RECUPERADO ENFRIADO	96
6.1.3. NUCLEO ACTIVO.....	97
6.1.4. NÚCLEO DE FLUJO CONTROLADO	99
6.1.5. CÁMARA DE COMBUSTIÓN INNOVADORA PARA NUEVOS CONCEPTOS BÁSICOS	99
6.2. DESARROLLO DE BIOCOMBUSTIBLES	101
Capítulo 7 : CONCLUSIONES	105

Capítulo 1 : OBJETIVOS, MOTIVACION JUSTIFICACIÓN

1.1. ANTECEDENTES Y MOTIVACIÓN

Actualmente, la aviación es uno de los medios de transportes más utilizados a nivel mundial. La aviación es indispensable para el desarrollo económico, del turismo y facilita el intercambio de personas entre países. Cerca de dos billones de personas viajan cada año y cerca de 23000 aeronaves se encuentran en servicio.

La aviación continúa experimentando un crecimiento de un 4-5% cada año. El tráfico de pasajeros aumenta un 5.1% cada año y el transporte de mercancías cerca de un 5.6%. Con estos datos, un 2-5% del consumo de la energía mundial pertenece a la industria de la aviación. Este crecimiento del tráfico aéreo supone un aumento en cuanto a emisiones se refiere, lo que afecta de forma negativa al medio ambiente.

Es por ello, que muchos organismos gubernamentales, como la OACI (Organismo Internacional de la Aviación Civil), así como la industria de transporte aéreo colaboran hacia el establecimiento y la mejora de un sistema de aviación mundial seguro, eficiente, económicamente viable y ambientalmente respetuoso.

Uno de los aspectos más importantes y con mayor repercusión en la aeronáutica civil es el cumplimiento de la normativa medioambiental creada por la OACI. Esta normativa es desarrollada por el comité sobre Protección del Medio Ambiente y la Aviación (CAEP) y, con el paso del tiempo, es más rigurosa en cuanto a las emisiones de los motores a reacción.

Tiene como aplicación los motores que entren en operación a partir del año 2020 y variará dependiendo del peso de las aeronaves y de su antigüedad. De esta manera, se aplicará de forma gradual a todas las aeronaves entre 2023 y 2028. En caso de modelos que no cumplan sus objetivos, deberán ser retocados para ser más eficientes, o dejar de producirse a partir del año 2028. Esta nueva normativa no será de aplicación para los aviones ya operativos ni para los que se pongan en funcionamiento antes de 2020.

Para adaptar esta legislación, actualmente, la investigación y el desarrollo del mundo aeronáutico civil se están centrando en la reducción del impacto ambiental. Para ello parte de la premisa que el utilizar energía más eficiente reduce las emisiones contaminantes. Es por ello que existen diferentes programas a nivel Europeo que se centran en la mejora tecnológica, en la mejora de las operaciones de las aeronaves, en la mejora de la infraestructura de los aeropuertos y en la mejora y el desarrollo de biocombustibles respetuosos con el medio ambiente.

1.2. JUSTIFICACIÓN

La motivación de este trabajo es caracterizar los motores a reacción utilizados en aviación civil. Así como proponer alternativas tecnológicas, en dichos motores, para conseguir un aumento de la eficiencia de sus componentes internos, así como una reducción de las emisiones que producen. De esta manera las aeronaves, cumplirían con los objetivos planteados en la legislación vigente prevista el año 2050; pudiendo reducir en un 75% las emisiones de CO₂ por pasajero y kilómetro, siendo posible una reducción del 90% de emisiones de NO_x y reduciendo el ruido provocado por las aeronaves en un 65% ¹.

1.3. OBJETIVOS Y ESTRUCTURA DE LA MEMORIA

El objetivo principal de este trabajo es realizar un estudio de mercado y una completa caracterización de los motores a reacción civiles.

Para conseguir este objetivo principal se pretende hacer un estudio del mercado actual de los motores que montan los aviones civiles, para caracterizarlos en función de las compañías que los fabrican, empuje y alcance del vuelo.

Además se revisará la legislación vigente en cuanto a normativas de emisiones contaminantes que estos motores tienen que cumplir en la actualidad.

El objetivo final es proponer mejoras tecnológicas para incrementar la eficiencia de los motores de reacción más utilizados, o de los componentes entre los que se produzcan mayores pérdidas, y cumplir las normativas medio ambientales vigentes. Para identificar estos componentes se pretende utilizar un análisis exergético que ayude a identificar los componentes menos eficientes.

Para cumplir estos objetivos se ha estructurado el TFM en diferentes capítulos.

En el Capítulo 2 se realiza una introducción a los motores a reacción, se definen, se clasifican y se estudian de los diferentes tipos de motores a reacción que existen.

En el Capítulo 3 se recoge una caracterización completa de los motores a reacción civiles fabricados por las tres compañías fabricantes de motores a reacción más importantes internacionalmente. Estas tres compañías son General Electric, Pratt & Whitney y Rolls-Royce.

Esta caracterización se centra en el estudio de los principales parámetros que definen un motor: empuje, configuración, diámetro del ventilador, peso, flujo másico de entrada de aire, relación de derivación, relación de presión total (OPR) y tasa de consumo de combustible (TSFC). Todos estos parámetros se encuentran explicados al inicio del capítulo y posteriormente se comparan.

Para poder comparar adecuadamente sus características técnicas, se ha optado por hacer una primera clasificación según el alcance que cubrirán, ya que es el primer aspecto que las aerolíneas tienen en cuenta a la hora de introducir un nuevo motor en su flota y es decisivo a la hora de elegir el tipo de motor, su empuje y sus prestaciones. Por otro lado, y dentro de esta primera clasificación, se han clasificado nuevamente según su empuje.

A continuación, una vez determinado el tipo de motor a reacción más utilizado por las aerolíneas: el motor turbofan, se procedió a estudiar, en el Capítulo 4, el impacto ambiental de la aviación, tanto a nivel local como a nivel global, así como la normativa vigente. Existen organismos gubernamentales, como la OACI, que se centran en promover y supervisar la implantación de la normativa que regula las emisiones a la atmósfera de los motores a reacción.

Posteriormente, en el Capítulo 5, se realizó un estudio exergético con el objetivo de conocer en qué partes del motor se producen las mayores pérdidas de exergía debido a las irreversibilidades de cada componente. De esta manera, se determinó que es en la cámara de combustión donde se produce la mayor destrucción de exergía debido a las características del proceso de combustión.

Por tanto, para cumplir la legislación vigente en cuanto a impacto ambiental, se procede, en el Capítulo 6, a proponer soluciones a nivel tecnológico para aumentar la eficiencia exergética del motor turbofan, optimizando su ciclo de funcionamiento, mejorando el rendimiento en la cámara de combustión. Otras opciones que se plantean, es actuando sobre el combustible, utilizando biocombustibles alternativos y sostenibles, como la camelina, la jatropha y las algas, tan eficientes como los actuales, pero más respetuosos con el medio ambiente.

Por último, en el Capítulo 7 se recogen las conclusiones del TFM.

Capítulo 2 : DEFINICIÓN, CLASIFICACIÓN Y FUNCIONAMIENTO DE UN MOTOR A REACCIÓN

2.1. DEFINICIÓN Y CLASIFICACIÓN

Un motor térmico está formado por un conjunto de elementos mecánicos, capaces de obtener energía mecánica a partir del estado térmico producido mediante un proceso de combustión.

Los motores térmicos se dividen en dos tipos: Los motores de combustión externa (MCE), en los que el estado térmico se transmite a través de una pared del fluido; y los motores de combustión interna (MCI), en cuyo caso, el estado térmico se genera en el propio fluido.

Los motores a reacción son un tipo de motores térmicos de combustión interna, debido a que la energía mecánica que producen se traduce como un incremento de la energía cinética del fluido que recorre el motor. A continuación, puede verse, en la Figura 2-1, un esquema de los diferentes tipos de motores a reacción:

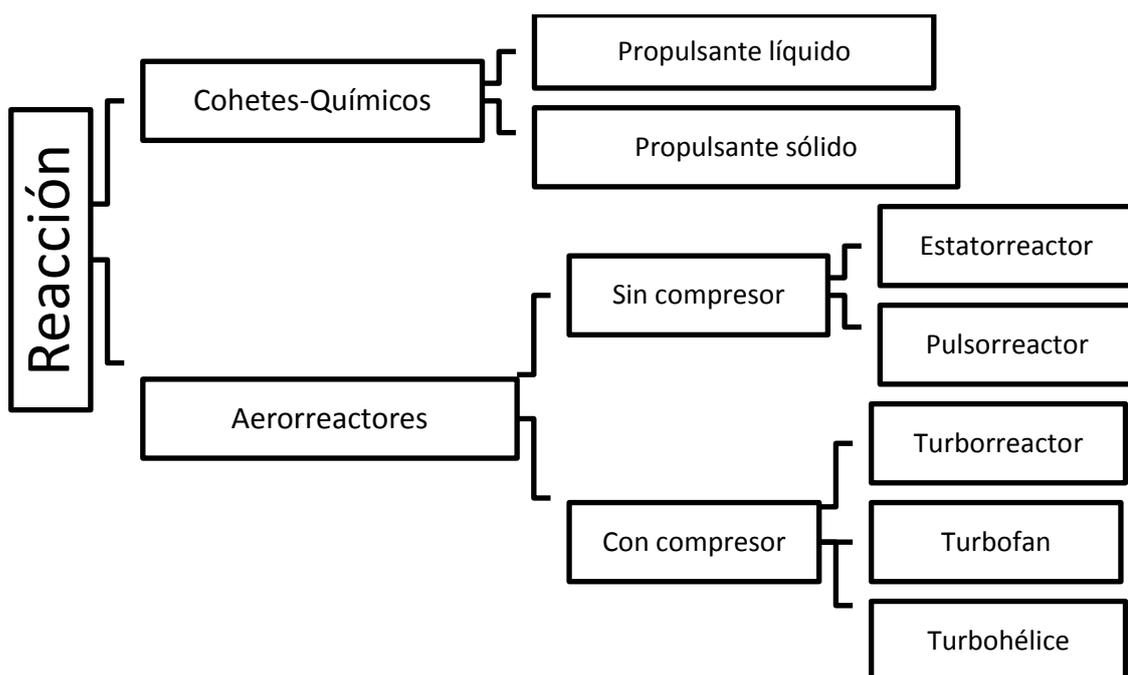


Figura 2-1. Esquema de los tipos de motores a reacción

Este tipo de motores, los motores a reacción, son conocidos también como “*Jet Engines*” y se caracterizan por el empuje generado por un fluido a gran velocidad procedente de la cámara de combustión, que genera una fuerza en sentido contrario a la de avance de la aeronave que hace posible su movimiento.

Los motores a reacción se clasifican, a su vez, en dos tipos: Cohetes, o motores de combustión autónomos, ya que disponen tanto de combustible como de oxidante; y aerorreactores, o motores a reacción no autónomos, dispuestos de combustible pero que toman el oxígeno (aire) del medio exterior.

2.2. AERORREACTORES SIN COMPRESOR

Dentro de los aerorreactores se puede distinguir dos tipos: aquellos motores que constan de compresor y aquellos que no disponen de compresor.

Los aerorreactores sin compresor pueden ser estatorreactores o pulsorreactores.

2.2.1. ESTATORREACTORES

Los **estatorreactores** o en inglés, “*ramjet*” están compuestos por tres elementos: un conducto con geometría divergente por el que entra el aire exterior; una zona de combustión; y una zona de escape, que puede ser únicamente convergente o convergente-divergente.

No consta de elementos mecánicos, por lo que no existe turbina ni compresor.

Cuando el motor es impulsado hacia adelante por una fuerza externa, el aire entra por el conducto de entrada; donde éste pierde velocidad a la vez que incrementa su presión. A continuación, el aire de entrada es mezclado con el combustible y tiene lugar la combustión. Los gases calientes son expulsados por la zona de escape generando la fuerza de empuje.

Este tipo de motor es poco eficiente para velocidades subsónicas.

En la siguiente figura, más adelante Figura 2-2, se puede ver la configuración de un motor estatorreactor supersónico:

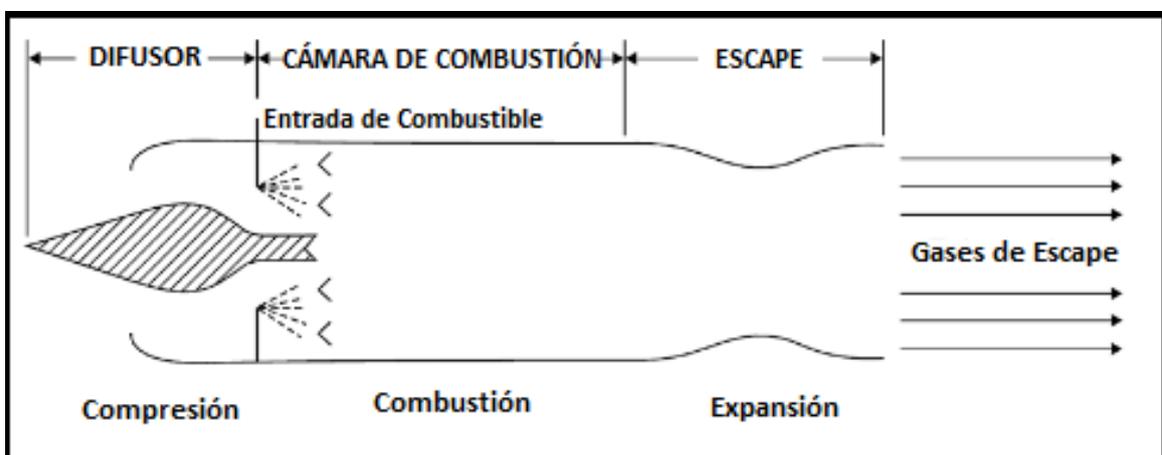


Figura 2-2. Esquema de las partes de un estatorreactor supersónico. Adaptado de ².

2.2.2. PULSORREACTOR

El otro tipo de aerorreactor sin compresor es el **pulsorreactor** o "*pulsejet*". El pulsorreactor se diferencia del estatorreactor en su tipo de combustión; ya que se trata de una combustión intermitente en lugar de ser una combustión continua. Para ello, el pulsorreactor cuenta en la entrada de la cámara de combustión con un conjunto de válvulas de retención con resorte que actúan como obturadores, impidiendo el flujo de retorno una vez que el fluido pasa a la cámara de combustión.

El aire entra a través del difusor por las válvulas a la cámara de combustión, entonces tiene lugar la combustión de la mezcla aire-combustible y su incremento de presión sirve para cerrar la admisión a través de las válvulas, impidiendo el retorno del fluido al conducto de entrada.

A continuación, los gases calientes son expulsados a través de la boca del escape, produciendo el empuje necesario a la vez que disminuye la presión dentro de la cámara, permitiendo que las válvulas puedan volverse a abrir. En la Figura 2-3 puede verse el ciclo de funcionamiento de un motor pulsorreactor:

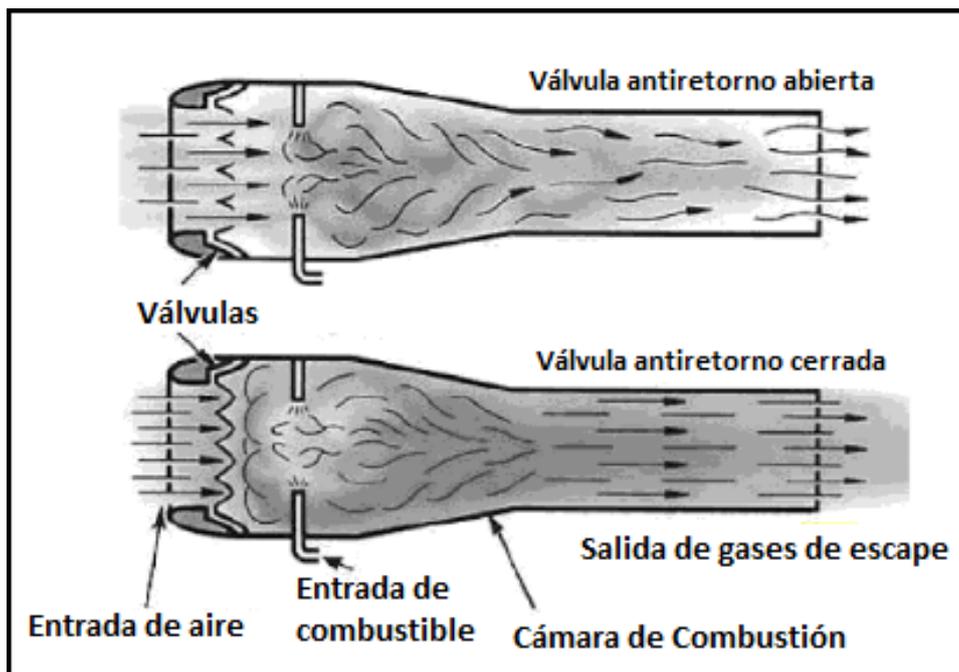


Figura 2-3. Ciclo de funcionamiento de un motor Pulsorreactor. Adaptado de ².

2.3. AERORREACTORES CON COMPRESOR

Por otro lado, como se ha citado anteriormente, se encuentran los aerorreactores con compresor. Este grupo integran el grupo de las **turbinas de gas de aviación**.

Dependiendo de su funcionamiento, existen tres tipos de motores utilizados en la aviación: el **turborreactor**, el **turbohélice** y el **turbofan**.

2.3.1. TURBORREACTOR

El **turborreactor** fue el primer tipo de motor a reacción utilizado en aviación. Su funcionamiento es el más sencillo de los tres y permite alcanzar velocidades supersónicas. Se utiliza, mayoritariamente, en aviones militares de combate y en aviones de negocio.

El funcionamiento de un turborreactor, al igual que el de cualquier motor a reacción, está basado en el “Ciclo *termodinámico Brayton*”, también conocido como “Ciclo *Joule*” o “Ciclo *Froude*”.

Este ciclo diferencia cuatro etapas reversibles, que en condiciones ideales corresponderían a las mostradas en la Figura 2-4 y la Figura 2-5:

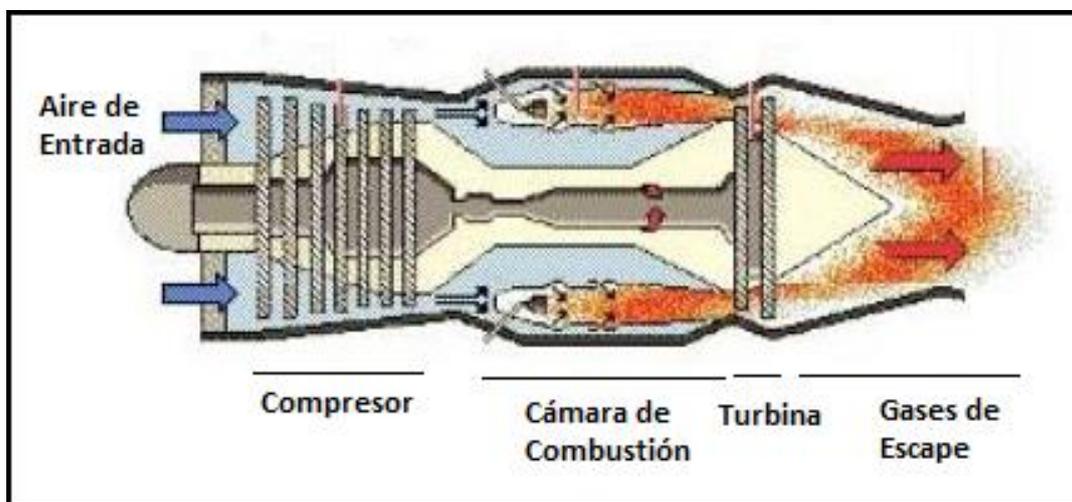


Figura 2-4. Funcionamiento de un Turborreactor. Adaptado de ³.

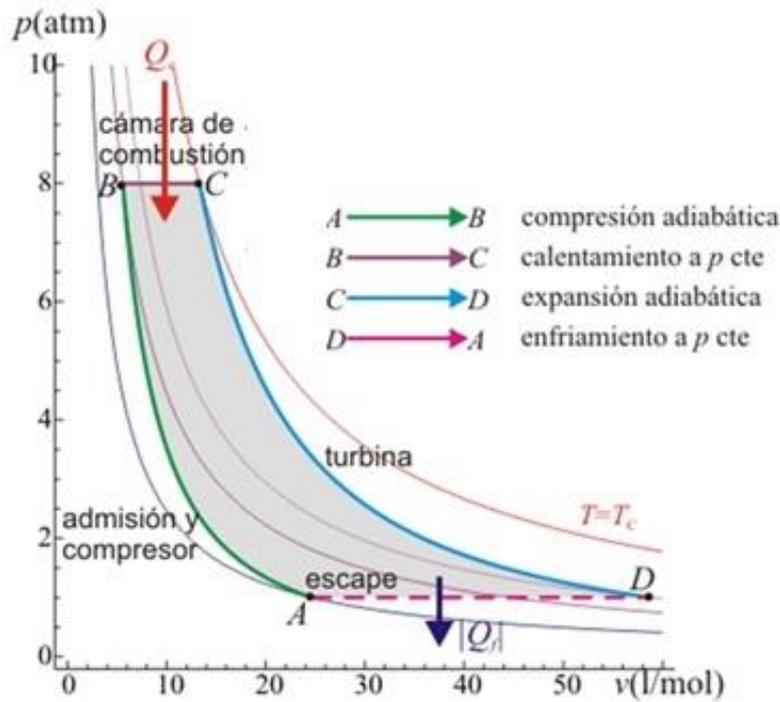


Figura 2-5. Ciclo de trabajo motor a reacción en diagrama P-v. Adaptado de ⁴.

En el diagrama p-v, el punto **A** indica las condiciones atmosféricas del aire, procedente del exterior. Este aire se introduce en el compresor a presión y temperatura ambiente por medio de un difusor de entrada.

En el compresor su presión se incrementa isentrópicamente por acción del movimiento del eje de la turbina.

El punto **B** representa las condiciones del aire cuando sale del compresor. Mientras el aire es comprimido de manera progresiva su volumen disminuye.

A continuación (Fase 2-3 y línea **B-C**), el aire presurizado se calienta bruscamente en la cámara de combustión a presión constante expulsando los gases de escape.

Estos gases de escape pasan a la turbina (Fase 3-4 y línea **C-D**), siendo en este momento, la primera etapa del motor donde el trabajo se extrae de los gases calientes. Los gases de escape, a su paso por los distintos escalonamientos de la turbina, se expanden de manera isentrópica y adiabáticamente y se aceleran, haciendo rotar el eje de la turbina.

La turbina se instala en la zona de expansión de los gases de escape con la finalidad de mover gratis (sin consumo) el compresor y de esta manera, disminuir el consumo de combustible.

Por último, el punto **D** representa la expulsión de los gases de escape, procedentes de la cámara de combustión, al exterior (Fase 4-1). Tras la descarga de los gases en la turbina, el gas se acelera más a su paso por la tobera y la energía restante es convertida en energía cinética que proporciona el empuje necesario para mover la aeronave en sentido contrario al de salida de los gases.

Es importante tener en cuenta que el parámetro más importante para definir un motor a reacción es su Empuje, que se define como el producto del gasto másico de aire (\dot{m}_a) y combustible (\dot{m}_f) por la velocidad de descarga en la tobera (C_a). Evidentemente, a mayor entrada de aire y/o mayor velocidad de descarga se obtendrá un mayor empuje del motor.

$$E = (\dot{m}_a + \dot{m}_f) * C_a \quad (1)$$

2.3.2. TURBOHÉLICE

Los motores **turbohélices** son aerorreactores a los que se les ha incorporado una hélice.

Este tipo de motores se emplean tanto en transporte militar como en transporte regional de pasajeros.

Al igual que los aerorreactores, constan de compresor, cámara de combustión y turbina. Pero en este caso, la turbina, normalmente, mueve tanto al compresor como a la hélice. Véase un esquema de sus componentes en la Figura 2-6.

La principal diferencia entre ambos reside en la forma de generar el empuje: En los aerorreactores, el empuje se consigue acelerando la masa de aire que sale por la tobera; mientras que los turbohélices el empuje o tracción, la proporciona la hélice. Para ello, la turbina mueve la hélice. Para que se adecue la velocidad de giro de ambos, los turbohélice constan de una caja reductora, ya que en caso contrario, las puntas de la hélice podrían girar a velocidades cercanas a las del sonido, comprimirían poco el aire y reducirían la tracción, resultando dañadas.

En los turbohélice existen dos posibles configuraciones: Conducción directa, o *direct drive*, donde el eje de la turbina mueve tanto la hélice como al compresor; o la configuración turbina libre, o *turbine free*, donde el eje de la turbina mueve exclusivamente la hélice.

Ésta última configuración tiene como ventajas el pequeño esfuerzo de torsión de las palas en la puesta en marcha, que permite el movimiento de la hélice a bajas revoluciones durante el rodaje, evitando desgaste de frenos y contaminación acústica. Además permite la incorporación de un freno de hélice, también conocido como *parking brake*, que evita el movimiento libre de las hélices en caso de viento.

Las limitaciones de uso de este tipo de motor a reacción residen en que la velocidad óptima de uso es 0.6 Mach (unos 400-500 km/h) y en que provoca mucho ruido en la cabina.

Por contra, a medida que aumenta la altura de vuelo, disminuye la potencia, el consumo y el empuje residual alcanzando valores prácticamente constantes a mayor altura.

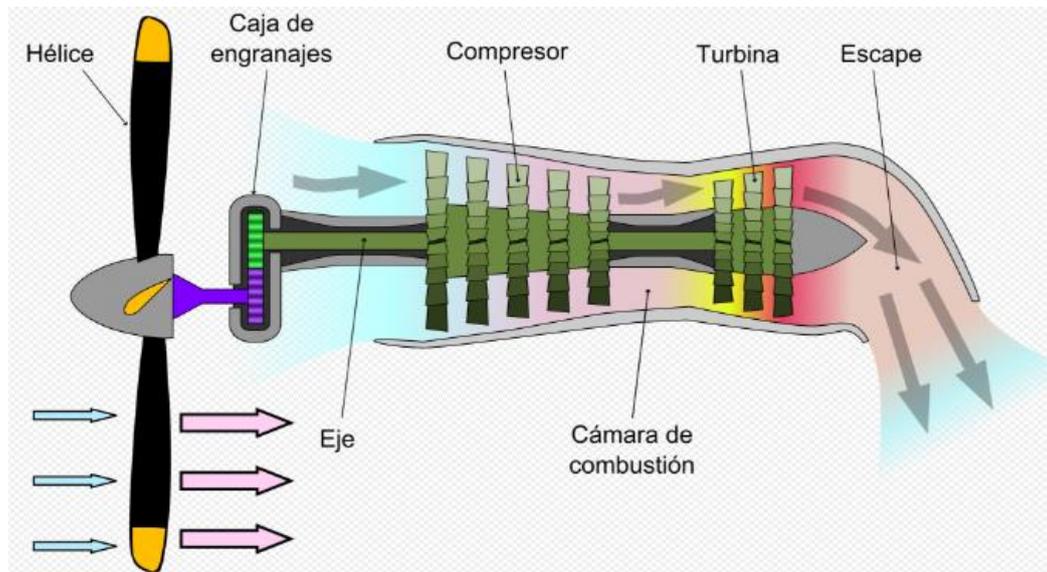


Figura 2-6. Esquema de las partes de un Turbopropulsor. ⁵

2.3.3. TURBOFAN

Por último, dentro de las turbinas de aviación, se encuentra el **turbofan**.

El turbofan es, en esencia, una combinación de los dos estudiados anteriormente: el turboreactor y el turbopropulsor. En lugar de una hélice dispone de un ventilador o fan, cuya función es generar un mayor empuje, y la diferencia reside en que el fan va encapsulado dentro de la carcasa del propio motor, pudiendo ser considerado también como un aeroreactor de doble flujo de aire. El flujo primario evoluciona igual que el turboreactor mientras que el secundario no se trata y pasa por el difusor, el fan y la tobera de salida.

Este tipo de motores trabajan a velocidades más bajas que la del sonido en torno a 0.8 Mach y su uso está generalizado para la aviación comercial de transporte de pasajeros.

Como ya se ha dicho, el turbofan se caracteriza por tener un fan o ventilador, cuya finalidad es que sus álabes aceleren la masa de aire del flujo hacia atrás.

La masa de aire total, que entra por el fan, se divide en dos flujos: Primario y Secundario. El flujo de aire primario pasa al núcleo del motor, mientras que el flujo de

aire secundario, también denominado flujo derivado, se deriva a un conducto anular concéntrico al núcleo. Posteriormente el flujo de aire sale al exterior guiado por unos álabes fijos y un conducto anular de descarga o tobera.

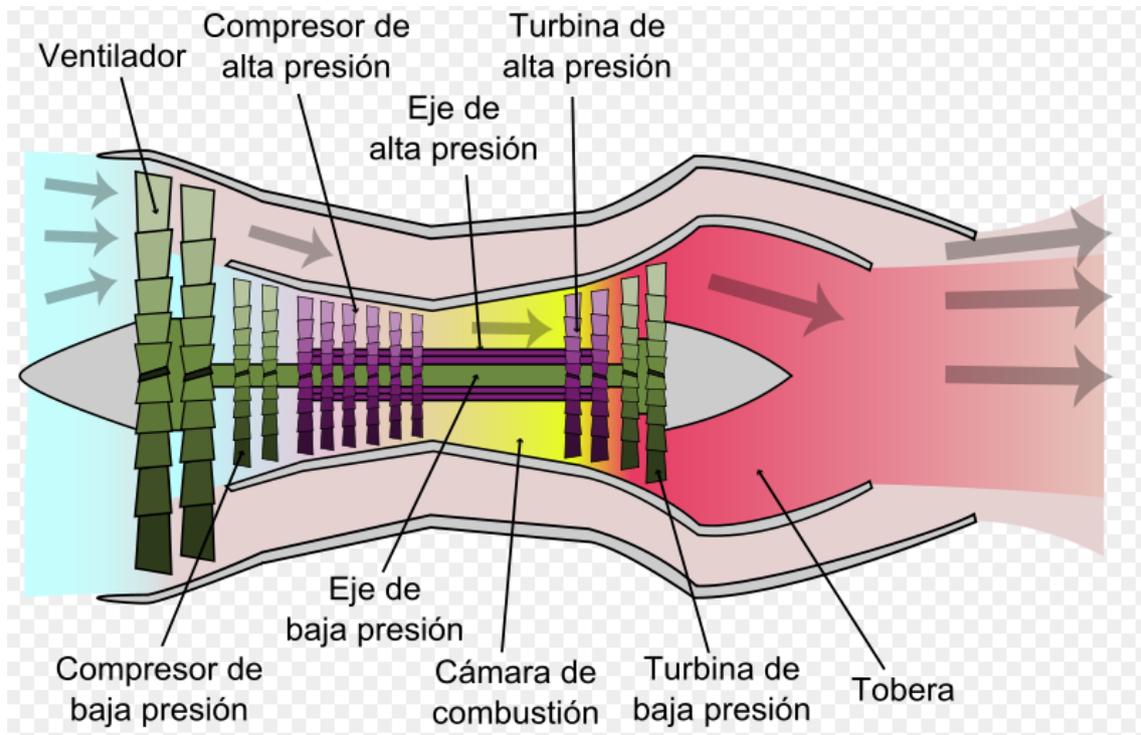


Figura 2-7. Esquema de las partes de un Turbofan.⁶

La relación entre la cantidad de aire que forma parte del flujo secundario y el primario, recibe el nombre de “relación de Bypass”.

En aviación civil es importante mantener este índice de derivación alto, ya que esto supone un ahorro en cuanto al consumo de combustible. Sin embargo, aumentar el flujo secundario reduce el empuje específico a velocidades cercanas o superiores a las del sonido, por lo que queda limitada la velocidad de la aeronave a velocidades inferiores a Match 1.

Existen diferentes configuraciones posibles para este tipo de motores:

1. El fan puede estar situado antes del compresor. En este caso, se dice que tienen el fan en serie, o detrás de la turbina, en este caso, el fan estaría en paralelo. Los primeros son los más utilizados y en ellos el fan contribuye a la compresión, mientras que en los de fan en paralelo colabora en la expansión. Actualmente, buscando aumentar la relación de derivación en los turbofan se está aumentando el diámetro del ventilador.

2. Los motores con ventilador en la parte delantera pueden presentar uno, dos o tres ejes de movimiento. Sin embargo, los que tienen únicamente un eje no son habituales, siendo los más comunes los de dos o tres ejes.

En el caso de los de dos ejes se utiliza uno para mover compresor y turbina de baja presión junto con el ventilador y el otro para el de alta (Ver Figura 2-7). El problema que presenta esta configuración es que los últimos escalones del rotor trabajan muy poco, dada su baja velocidad de giro y que, en ocasiones, provoca problemas de inestabilidad. Para evitar esto, se recurre a la configuración de tres ejes, con unas relaciones moderadas de compresión pero con mayor complejidad mecánica, teniendo un mayor coste a la hora de fabricarlo y como no, de mantenerlo.

3. El compresor puede ser centrífugo o axial.

Los centrífugos se utilizan en helicópteros, unidades auxiliares de potencia, motores turbohélice y motores de pequeño empuje comerciales.

Los compresores axiales, sin embargo, son los más extendidos por su capacidad para mover grandes flujo de aire y por lo tanto, para generar grandes empujes.

La principal diferencia entre ambos compresores es la dirección del flujo de masa con relación al eje del compresor: En los compresores centrífugos, el aire comprimido descarga radialmente hacia el exterior (a 90 grados del eje), mientras que los compresores axiales, por medio de varios rotores, la dirección de descarga es paralela al eje. Además del flujo uniforme que crea, externamente, la pequeña sección transversal reduce las fuerzas aerodinámicas en el centro del compresor.

Como desventaja de este tipo de compresor decir que requiere mayor complejidad de su estructura, lo que contribuye a un aumento de coste y peso.

4. La tobera puede tener varias geometrías, siendo las más importantes la convergente y la convergente-divergente.

A medida que un avión gana altura, la presión atmosférica disminuye. Como la presión ambiente es menor que la presión del flujo de los gases de escape, la velocidad del flujo de salida se incrementa proporcionando el empuje de la aeronave.

Existe un límite de altura, cuando el motor descarga a velocidades sónicas, en la que la presión atmosférica ya no disminuye más, entonces la presión de los gases de escape se mantiene “Presión crítica” y su velocidad no puede incrementarse. En este caso, el flujo de salida se expande de manera incompleta y sufre una expansión y una posterior contracción. Por todo ello, las toberas convergentes se utilizan en aeronaves a velocidades subsónicas, mientras que las convergente-divergentes, tienen mayores prestaciones en las aeronaves a velocidades supersónicas, hasta llegar a 1.5 Mach.⁷

Capítulo 3 : ESTUDIO DE MERCADO DE LOS MOTORES COMERCIALES EN AVIACIÓN CIVIL

3.1. PRINCIPALES COMPAÑÍAS FABRICANTES DE MOTORES A RECCIÓN.

En la actualidad, la industria de sistemas de propulsión para aviación civil a nivel mundial está representada por tres grandes compañías:

- *General Electric (G.E)* en Estados Unidos.
- *Pratt & Whitney (P&W)* en Estados Unidos y Canadá
- *Rolls- Royce (R&R)* en Reino Unido.

El hecho de tener un número reducido de fabricantes, pero tan fuertes, hace que el mercado de los motores de aviación sea muy competitivo y arriesgado, donde es importante una buena reputación de la empresa.

Además de estas, existen otros fabricantes que colaboran con las primeras dentro de alianzas o como subcontratas: *SNECMA, GKN, Avio, Volvo aerospace, ITP*, etc.

Este mercado está caracterizado por la gran competencia existente: Los grandes fabricantes de aviones venden a sus clientes, las aerolíneas, sus aeronaves con la posibilidad de instalar motores de varios fabricantes o, en algunos casos, con una única opción de motor. Así, por ejemplo, el avión A320 puede montar el V2500 de *International Aero Engine (IAE)* o el CFM-56 de *CFM International*.

Además de la posibilidad de las aerolíneas de comprar aviones con varias opciones de motor, se pueden comprar motores nuevos para renovar las aeronaves más antiguas con muchas horas de vuelo acumuladas.

La rentabilidad de los proyectos se alcanza a largo plazo respecto a la inversión inicial. Por ello los aviones son diseñados para que duren, como mínimo entre 20 y 30 años.

El hecho de que el precio de un avión sea tan elevado, junto al tiempo que se tarda en pagarlo completamente, hace que gran parte del margen del sector provenga de los mantenimientos y sus repuestos.

Sin embargo, la mayor fiabilidad y el mayor ciclo de vida de los mismos producen, cada vez, menores ingresos, obligando a los fabricantes a buscar un mayor valor añadido de su producto a través de diseños más sofisticados y mejores prestaciones en servicios post-venta.

Esta situación favorece tanto la creación de alianzas entre ellos para desbancar a un tercero, así como el desarrollo de nuevos motores⁸.

Actualmente, debido a las exigencias del mercado, la búsqueda de ese valor añadido se centra en consumos óptimos y en la disminución del impacto medioambiental. Estos objetivos llevan a desarrollar motores que trabajan en condiciones extremas de presión y temperatura. Por ello, se vuelve muy importante el servicio de mantenimiento, con el objetivo de que permanezca la total fiabilidad del motor.

Muchas de estos desarrollos han sido posibles gracias a programas militares, que posibilitan largas investigaciones, acortando los ciclos económicos y la estabilidad de las ventas.

Sin embargo, con el paso del tiempo, los objetivos militares y comerciales están divergiendo, puesto que mientras la aviación militar persigue una alta potencia específica, reducción de firma infrarroja, etc., la aviación civil se centra en eficiencia, bajo consumo y bajo ruido.

Analizando la situación del mercado de la aviación en España, el crecimiento del mercado global aeronáutico y la mejora en sus procesos de fabricación han supuesto un importante progreso en la industria aeroespacial española, que en 15 años aproximadamente, a pesar de la gran competitividad existente, ha triplicado su tamaño convirtiéndose en un gran negocio y creando muchos empleos directos, más de 42000.

España es uno de los diez países del mundo capaces de poner en vuelo un avión.⁹

A continuación, en la figura 3-1, puede verse, un mapa de España con la facturación y el empleo generado por el sector aeronáutico en las diferentes comunidades autónomas.

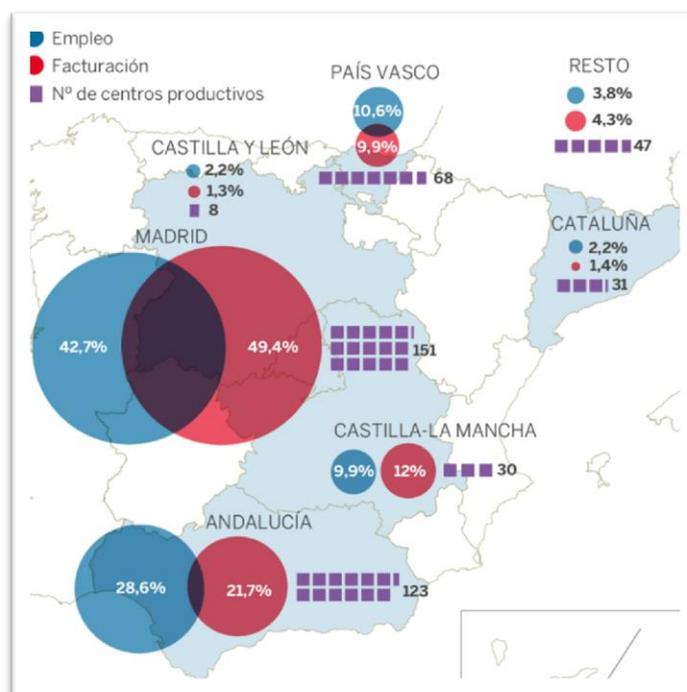


Figura 3-1. Facturación y Empleo por Comunidades Autónomas en el año 2016.¹⁰

3.2. ESTUDIO DE LOS MOTORES COMERCIALES DE LAS PRINCIPALES COMPAÑÍAS DE MOTORES DE AVIACIÓN

En el siguiente estudio, se desarrollan las características técnicas de los motores comerciales de los tres fabricantes más importantes citados anteriormente: *General Electric, Pratt & Whitney y Rolls- Royce*.

Para poder desarrollar el siguiente estudio es necesario explicar previamente los conceptos que aparecerán en las tablas sucesivas:

- Empuje Nominal: Basándose en la tercera ley de Newton; El empuje es la fuerza de reacción que experimenta un avión al acelerar una masa de aire en una dirección (Acción). La masa acelerada causará una fuerza igual en dirección contraria (Reacción).

En aviones de hélice, la fuerza de propulsión la genera la rotación de la hélice, movida por la tobera propulsiva.

En aviones con motores a reacción, la propulsión la genera la expansión de los gases de escape a su paso por la turbina.

El empuje será la característica fundamental para describir a los motores, ya que en base a él se elaborará una primera clasificación. Se mide en kilonewton (kN).

- Configuración: La configuración de un motor hace referencia al conjunto de características de los elementos mecánicos que lo definen, como el tipo de motor que es: turbofan, turbohélice o turboreactor; y sus características básicas: el tipo de compresor, el tipo de turbina, el número de escalonamientos, el tipo de cámara de combustión, el número de ejes coaxiales de los que dispone, y en definitiva, las características mecánicas más influyentes.

Como ya se ha explicado anteriormente, los motores a reacción constan, todos ellos, de una turbina de alta presión (HPT, *High Pressure Turbine*) y de una turbina de baja presión (LPT, *Low Pressure Turbine*). La turbina de alta presión, normalmente, mueve un eje, denominado de alta presión, que a su vez arrastra al compresor de alta presión (HPC, *High Pressure Compressor*). Por otro lado, la turbina de baja presión mueve un eje coaxial al de alta presión, arrastrando tanto al compresor de baja presión (LPC, *Low Pressure Compressor*) como al fan.

En ocasiones, aunque no es lo más habitual, en la configuración del motor existe un tercer eje que sirve para mover, de manera exclusiva, el ventilador.

En la siguiente figura, pueden verse las distintas partes de la configuración de un motor a reacción:

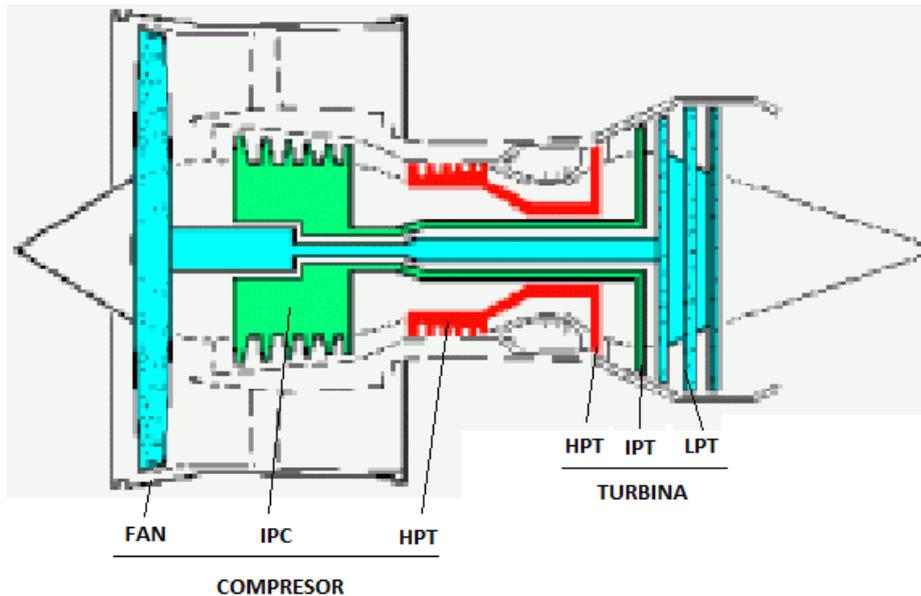


Figura 3-2. Sección motor a reacción de tres ejes. Adaptada de ⁶.

- Diámetro carcasa (\emptyset): Es el diámetro de la carcasa exterior que cubre el fan. Se mide en metros (m).
- Diámetro del ventilador (\emptyset fan). Se mide en metros (m).
- Peso en seco: Es el peso de los componentes que configuran el motor junto con sus equipos fijos. Al ser un peso “seco” excluye tanto el combustible como los aceites utilizados, el líquido anticongelante y el agua. Se mide en Kilogramos (Kg).
- Relación de Presión Total (*Overall Pressure Ratio*, OPR): es la relación de presión total de un motor a reacción:

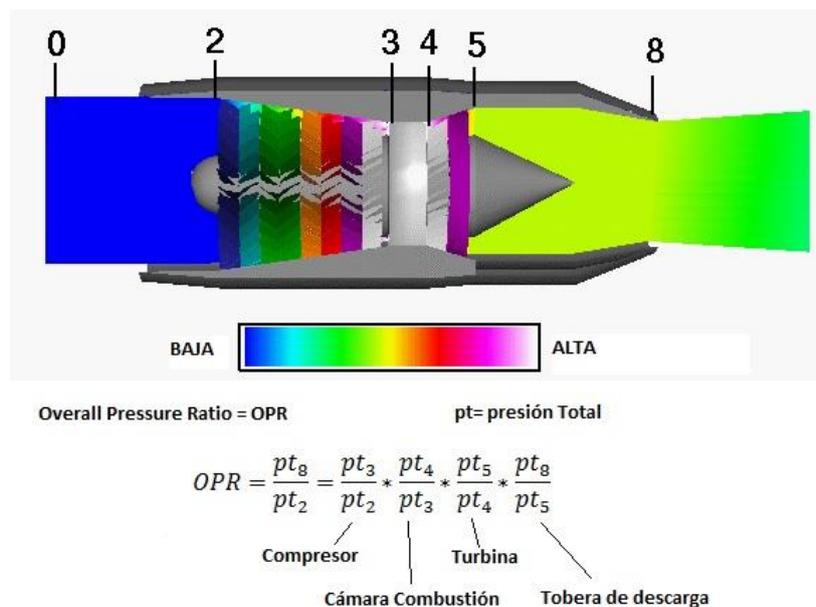


Figura 3-3. OPR en un motor a reacción. Adaptada de ¹¹.

Evidentemente, una relación de presión alta implica una mayor eficiencia térmica del motor a la vez que un ahorro en el consumo específico de combustible, pero también supone un mayor peso del motor.

Un factor limitante en el aumento de la relación de presión son los materiales con los que se diseña el compresor ya que el aire gana temperatura a medida que pasa por los escalonamientos del compresor hasta llegar a las etapas finales del mismo, donde puede estar tan caliente que provoque el fallo de los materiales de esa zona.

- Relación de derivación, también llamado índice de derivación o grado de derivación: Es el cociente entre la masa de aire del flujo secundario (flujo frío) y la masa de aire del flujo primario (flujo caliente).

Esta relación se define para los motores a reacción de tipo turbofan, ya que en motores aerorreactores, así como en motores turbohélice no tendría sentido hablar de derivación del flujo de aire de entrada cuando este aire no se divide.

Los motores turbofan pueden clasificarse como de baja relación de derivación (con un índice de entre 0.2 y 2), de media relación de derivación o de alta relación de derivación (Con un índice igual o superior a 5).

La relación de derivación se define a través de la siguiente fórmula:

$$Bypass Ratio = \frac{\dot{m}_{aire\ secundario}}{\dot{m}_{aire\ primario}} \quad (2)$$

Para aviones comerciales, es deseable mantener alto el índice de derivación, ya que disminuye el ruido, la contaminación, el consumo específico de combustible y aumenta el rendimiento. Sin embargo, aumentar el flujo secundario, reduce el empuje específico a velocidades cercanas o superiores a la del sonido, por lo que en aviación militar se utilizan turbofans con bajo índice de derivación.

- Flujo másico de aire de entrada (\dot{m}_a): Es una magnitud física que expresa la variación de la masa, medida en kg, con respecto al tiempo, en s, a través de un área específica. En el Sistema Internacional se mide en kilogramos por segundo (kg/s).

Este flujo másico de aire de entrada es el que posteriormente se divide en dos, formándose un flujo de masa de aire secundario y otro flujo de masa de aire primario.

- Consumo específico de combustible de empuje (*Thrust Specific fuel Consumption*, TSFC): Es la cantidad de combustible consumido

(gramos/segundo) para generar una unidad de empuje (kilonewton, KN) en una unidad de tiempo. Se mide, entonces, en [Kg/(s*KN)] gramos de combustible por segundo-Kilonewton.

$$TSFC = \frac{\dot{m}_f}{T} \quad (3)$$

Donde \dot{m}_f es el gasto másico de combustible en (kg/s) y T el empuje (en N).

Un factor influyente en este parámetro es la relación de presión total, a mayor OPR, disminuye el TSFC.

Si un motor tiene un TSFC alto, significa que consume mayor cantidad de combustible para generar una unidad de empuje, por lo que es menos eficiente. Por lo tanto, cuanto menor sea este valor, mayor es la eficiencia del motor.

- Relación Presión Compresor: Cociente entre la presión a la salida del compresor respecto a la presión a la entrada del compresor.
- Alcance: Es la distancia que es capaz de recorrer la aeronave sin necesidad de repostar. Para abordar esta característica, lo primero que se tuvo en cuenta son los modelos de avión en el que se montan el motor a estudio. Basándose en este primer estudio, posteriormente se clasificaron los alcances, pudiendo ser motores diseñados para largo alcance, medio o corto alcance.

Los motores de largo alcance están diseñados para aviones capaces de recorrer más de 10000km sin repostar; luego estarían los motores de medio alcance, diseñados para aeronaves que recorren menos de 6000km; y por último, los motores de corto alcance, aquellos que se montan en aviones que cubren distancias de menos de 2500km.

- Aplicaciones: En esta columna se recogen los modelos principales de aviones que montan ese motor. Como se verá posteriormente, existen motores de aviones que los montan varias aeronaves de compañías diferentes; por ejemplo, el avión Boeing 747 puede montar tanto el motor CF6-50, de General Electric, como el motor JT9D de Pratt & Whitney. Otro ejemplo sería el avión Airbus A330-200 y A330-300 que pueden montar el motor PW4000-100 de Pratt & Whitney o el motor Trent 700 de Rolls Royce.

3.3. COMPAÑÍA GENERAL ELECTRIC (G.E)

La compañía General Electric es un proveedor estadounidense tanto de motores como de componentes comerciales y militares.

A continuación, en la Figura 3-4, puede verse un esquema con, únicamente, los motores utilizados en el sector comercial que monta la compañía y cuyas características se desarrollarán a continuación:

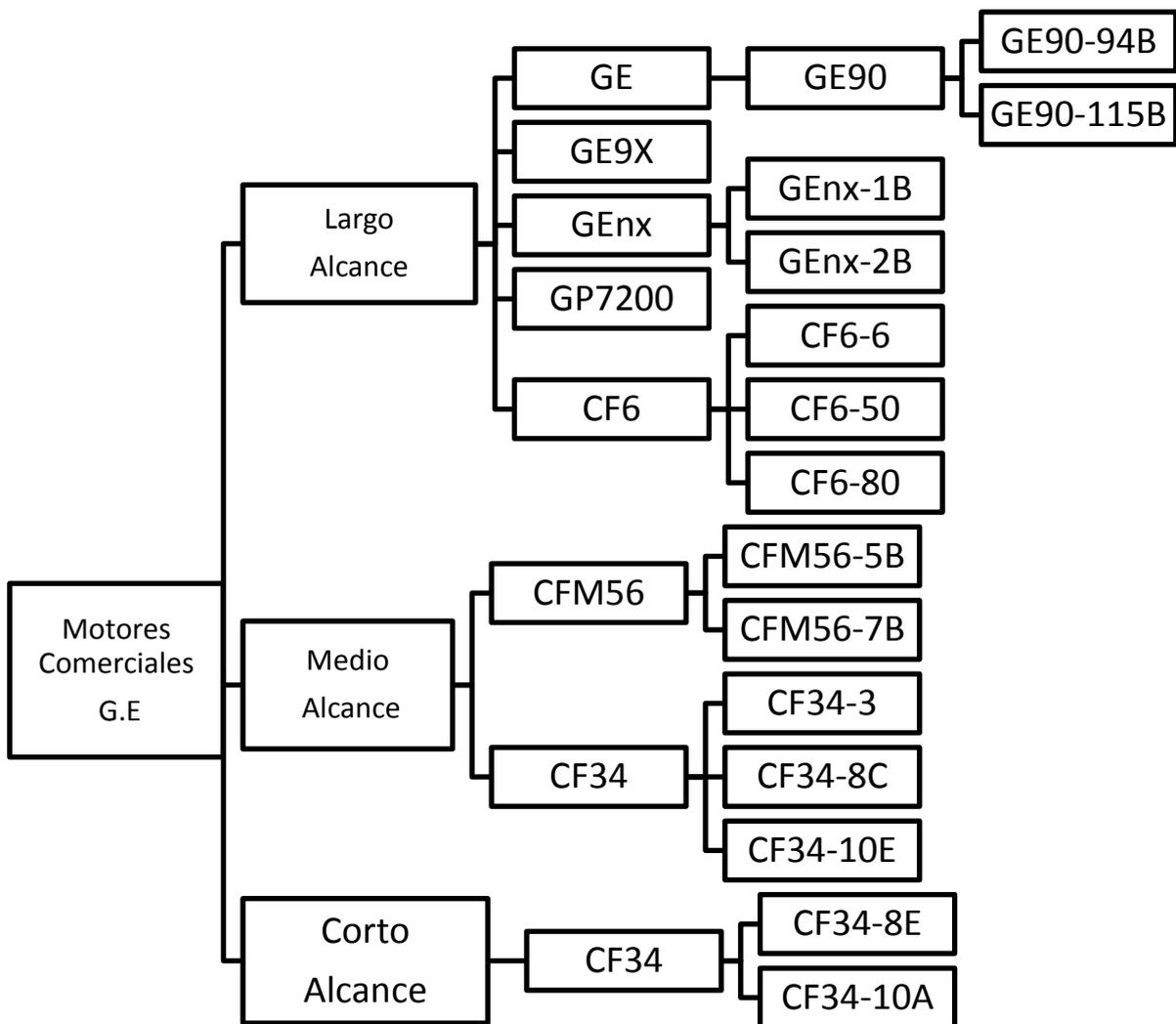


Figura 3-5. Esquema de motores comerciales de General Electric.

Centrándonos únicamente en su sector comercial, General Electric presenta una amplia gama de motores, siendo la más importante los de las familias CF6 y GE.

La familia CF6, fue creada en la década de los 60, basándose en la tecnología del motor militar TF39 y supuso un gran avance en su época ya que las relaciones de derivación aumentaron, pasando de 2:1 a 8:1, lo que originó un ahorro muy importante de combustible respecto a otros motores de su época.

Por otro lado, se encuentra la familia GE, más moderna que la CF6. Se creó con el objetivo de impulsar los aviones Boeing 787 Dreamliner. Dentro de la familia GE, el GEnX es considerado el sustituto de la familia CF6.

Otra familia de motores de G.E es la CFM56, que es producto de la alianza creada entre *General Electric* y *Snecma*, con el objetivo de desarrollar un motor turbofan comercial de menor empuje. De esta asociación surgió *CFM International*. El objetivo de esta alianza fue el de obtener una mayor importancia en el mercado de corto y medio alcance, dominado anteriormente por los motores de baja derivación. Cabe mencionar que el CFM56-5C es el motor exclusivo utilizado para el Airbus A340, un avión de largo alcance de cuatro motores.

Otra alianza, fue la creada por *General Electric* junto con *Pratt & Whitney*. Ambas crearon una empresa conjunta 50-50% llamada *Engine Alliance*. Esta alianza tiene por objeto desarrollar, fabricar, vender y mantener motores de gran capacidad y largo alcance, como el GP7200.

Para hacer un estudio completo y poder comparar adecuadamente las características técnicas de cada uno de los motores, se ha optado por hacer una primera clasificación según el alcance que cubrirán, ya que es el primer aspecto que las aerolíneas tienen en cuenta a la hora de introducir un nuevo motor en su flota y es decisivo a la hora de elegir el tipo de motor, su empuje y sus prestaciones.

Atendiendo a esta primera clasificación, se pueden distinguir tres tipos de alcance: Largo alcance, cuando la aeronave es capaz de recorrer más de 10000 km sin repostar; medio alcance, cuando cubre menos de 6000 km de distancia; y corto alcance, para distancias menores de 2500 km.

MOTORES DE LARGO ALCANCE G.E

La mayor parte de los motores fabricados por la compañía General Electric están creados para largo alcance. Las familias de motores G.E creadas para largo alcance son las siguientes: GE90, GE7200, GE9X, GEnX Y CF6.

Dentro de esta primera clasificación, se estudiarán y compararán sus características técnicas, a continuación, atendiendo a su empuje. Para ello, se han clasificado nuevamente, según su empuje como: motores de largo alcance con un empuje superior

a 400kN; motores de largo alcance con un empuje entre 300 kN y 400 kN y motores de largo alcance con un empuje entre 200 kN y 300 kN.

GE90-94B, GE90-115B Y GE9X.

El primer grupo de motores a comparar son 3 motores con un alcance entre 15000 y 17000 km, con un empuje superior a 400 kN.

Dentro de la familia GE90, se encuentran los motores GE90-94B y GE90-105B. Estos motores fueron desarrollados en el año 1995, mientras que el GE9X fue puesto en funcionamiento en el año 2016, por lo que no se tienen muchos datos técnicos del mismo.

El motor GE90-94B es utilizado para los Boeing 777-200 y para los Boeing 777-200ER (*Extended Range*, Rango extendido) que se diferencia del primero por su mayor autonomía. El motor GE90-105B es utilizado, igualmente para el Boeing 777-200ER y 777-300ER. Por otro lado, el GE9X alimenta la familia de aviones Boeing 777X, compuesta por el Boeing 777-7X y el Boeing 777-8X; ambos bimotores.

El motor GE90-94B desarrolla un empuje máximo de 418 kN, mientras que el -115B desarrolla un empuje máximo de 514 kN, al igual que el GE9X. Estos tres motores son turbofanés con una configuración de doble eje. Presentan un fan frontal junto a un compresor axial movido por una turbina. Con el objetivo de aumentar su rendimiento y para repartir el trabajo en todos los álabes, se parte el compresor en dos sistemas rotatorios (doble eje) independientes mecánicamente, cada uno movido por su propia turbina a velocidades diferentes.

Tanto el compresor como la turbina, se dividen en varios escalonamientos en función de la relación de compresión que el fabricante busque. En los compresores axiales, el paso del aire por los diferentes escalones, supone un incremento de presión del aire junto con un aumento de temperatura, manteniendo su velocidad axial a la salida prácticamente invariable. Como consecuencia de esto el aire a la salida tiene mayor densidad y menor volumen, por lo que para mantener una velocidad axial de paso constante la sección de paso a la salida deberá ser menor que a la entrada (álabes más cortos).

Por lo tanto, el compresor de alta tiene álabes más cortos que el de baja, es más ligero en peso y trabaja a mayores velocidades que el de baja ya que trabaja a más altas temperaturas.

Por otro lado, la sección de paso de la turbina aumenta a medida que los gases de escape avanzan, por lo que el gas se expande ocupando mayor volumen específico.

La turbina axial consta de menos escalonamientos que el compresor, ya que el trabajo mecánico que se puede extraer de cada escalón de turbina es muy superior al que cada

escalón de compresor puede suministrar al aire que comprime. Esto se debe a que aunque sea la misma la velocidad de rotación de compresor y turbina así como su velocidad axial de paso, la deflexión de la corriente de gas que se puede conseguir en la turbina es mucho mayor que la que el compresor puede imprimir al aire que lo atraviesa.

Volviendo a los 3 motores anteriores, presentan un compresor axial dividido en 2 partes mecánicamente independientes: un compresor de baja presión de 3 o 4 escalonamientos movido por una turbina de baja presión de 6 escalonamientos; y un compresor de alta presión de 9 a 11 escalonamientos movido por una turbina de alta presión de 2 escalonamientos.

Los flujos máxicos de aire, al ser motores tan grandes, son de 533 (kg/s) para el GE90-94B y de 1360 (kg/s) para el GE90-105B y el GE9X.

En el caso del GE90-94B, presenta una relación de derivación de 8.4:1, lo que significa que del total del flujo máxico de aire (532 kg/s); 56.6 kg/s pasan a través del motor mientras que 475.4 kg/s forman parte del flujo secundario y se dirige directamente a la tobera de descarga.

El GE90-115B, presenta una relación de derivación de 9:1; del flujo máxico total (1360 kg/s), 136kg/s pasan a través del motor y 1224 kg/s pasan directamente a los gases de escape. Para el GE9X, la relación de derivación es 10:1; 123.63 kg/s forman el flujo primario y 1236.4 kg/s el flujo secundario.

El diámetro del fan, para los tres motores, sobrepasa los 3 metros, con un número de 22 alabes en el caso de los de la familia GE90 y 16, para el caso del GE9X. Esto hace que el motor sea más ligero, y que el ventilador y el compresor de baja giren a mayor velocidad para igualar la velocidad del eje de la turbina de baja.

Como el diámetro del fan de la familia GE90 es difícil de mejorar, para aumentar la relación de derivación del GE9X, General Electric buscó la eficiencia adicional aumentando la relación de presión total (OPR) de 40 a 60. Para ello, se aumentó la relación de presión del compresor de alta presión de 19:1 a 27:1 mediante el uso de 11 escalonamientos en el compresor de alta en lugar de 9 o 10.

Al ser motores tan grandes pesan sobre 7000 kg y 8000 kg y tienen una longitud aproximada desde el fan hasta la tobera de salida de aproximadamente 7m. Debido a su tamaño, el GE90-94B y el GE90-115B consumen 53 kg/kN*h, mientras que el GE9X consume 48 kg/kN*h; parámetro que demuestra la mejora en eficiencia respecto a los dos anteriores.

GP7200, Familia GEnX.

El siguiente grupo de motores a comparar presentan un alcance entre 14000 y 15000 km, con un empuje de entre 300 kN y 400 kN.

Estos motores de la compañía GE son: el GP7200, del año 2008 y la familia GEnX, del año 2005; formada por el motor GEnX-1B y el GEnX-2B. Desarrollan un empuje máximo de 363 kN, 339 kN y 296 kN respectivamente.

El motor GP7200 es un motor desarrollado por la compañía Engine Alliance, empresa conjunta 50% *General Electric* y 50% *Pratt & Whitney*. Su principal aplicación en el mercado, es dar empuje al avión A380.

Estos 3 motores son turbofanos de doble eje; con compresor axial dividido mecánicamente en un compresor de baja presión de 3 a 5 escalonamientos movido por la turbina de baja de 6 a 7 escalonamientos; y un compresor de alta de 9 a 10 escalonamientos movido por la turbina de alta de 2 escalonamientos.

Los flujos máxicos de aire, son ligeramente inferiores a los motores anteriores puesto que no necesitan generar tanto empuje. El GP7200 tiene una relación de derivación de 8.8:1: De los 1200 kg/s de flujo máxico de aire de entrada; 122.45 kg/s atraviesan el núcleo del motor, mientras que 1077.55 kg/s forman parte del flujo secundario que atraviesa la periferia del motor hasta ser expulsado por la tobera de escape.

El GEnX-1B presenta una relación de derivación de 9.8:1, que es ligeramente mayor que la de su sucesor GEnX-2B, con una relación de derivación de 8:1. Los flujos máxicos totales de aire a la entrada del ventilador son similares: 1200kg/s para el -1B y 1042kg/s para el -2B; por lo que el flujo de aire que pasa a través del motor es prácticamente el mismo (111 kg/s para el -1B y 115 para el -2B), difiriendo algo más el flujo secundario (1089 kg/s para el -1B y 926 kg/s para el -2B). Esta diferencia hace ver que tanto el motor GEnX-1B como el GP7200 serán más silenciosos y respetuosos con el medio ambiente que el GEnX-2B.

El GEnX deriva del GE90, presentando una serie de características para disminuir su peso. Su peso total es de 6000 kg aproximadamente (bastante menor que los 8000 kg de la familia GE90). Esta reducción de peso se debe a la disminución del diámetro del ventilador (de 3.25 m del GE90-115B a 2.8 m del GEnX-1B) y al uso de materiales más ligeros en las aspas del ventilador y de la turbina que no son analizados en el presente proyecto. Como resultado de todo ello, la longitud total del motor disminuye casi 3 m.

El GP7200 presenta unas características muy similares a las vistas en el apartado anterior. Su peso en seco, incluyendo los accesorios básicos del motor y su

equipamiento opcional es de 6712 kg, el diámetro del ventilador es de 2.96 m y su longitud total de 4.92 m.

Al disminuir el peso respecto a los otros 3 motores analizados anteriormente, es razonable pensar que la relación de presión global disminuirá, y por tanto, su eficiencia. Por lo que se busca un compromiso para que todos estos parámetros se adecuen a características óptimas para cada motor. En este caso, los valores de OPR son entre 36:1 para el GP7200 y 44:1 para la familia GEnX, por lo que la sección del ventilador es menor que en el caso de los 3 motores anteriores.

FAMILIA CF6.

Para finalizar el estudio de los motores de largo alcance de la compañía General Electric, se procederá a estudiar aquellos que tienen un alcance entre 7000 y 14000 km, con un empuje entre 200 kN y 300 kN. Dentro de este rango de motores, se encuentran los de la familia CF6, con 45 años de servicio. Está compuesta por el CF6-6, del año 1971 y de empuje máximo 185 kN, el CF6-50, del año 1975 y de 240 kN y el CF6-80E1 del año 1994 y con un empuje de 300 kN.

Entre sus aplicaciones, el CF6 dio soporte al Douglas DC-10 de McDonnell Douglas, uno de los primeros aviones de cabina ancha, doble hilera de asientos y que cubría vuelos de larga distancia. Su diseño se distinguió por la colocación de una de las turbinas en la cola del avión. Fue retirado del mercado de pasajeros en el año 2006 pero aún se utiliza como avión para el transporte de carga. Otras aplicaciones del CF6-6 es el Boeing 747-400.

El CF6-50 es utilizado en el A330, aviones bimotor de fuselaje ancho y el CF6-80E1 en el avión A330, también bimotor de fuselaje ancho.

Los 3 motores son motores turbofanés de doble eje compuestos por un ventilador, un compresor axial dividido en dos partes; una parte de baja presión de 1,3 o 4 escalonamientos movido por una turbina de baja presión de 5 escalonamientos; y una parte de alta presión de 16 o 14 escalonamientos movida por una turbina de alta presión de 2 escalonamientos.

Los flujos máscicos de aire son, según cabe esperar, más bajos que los anteriores. El CF6-6 tiene un flujo máscico de aire de 590 kg/s y una relación de derivación de 5.84:1; 86.26kg/s forman el flujo primario y 503.74 kg/s el flujo secundario. El CF6-50 tiene un flujo máscico total de aire de 660 kg/s y una relación de derivación de 4,26:1; 125.48 kg/s forman el flujo primario y 534.52 kg/s el flujo secundario. Por último, el CF6-80E1 tiene un flujo máscico total de aire de 748 kg/s y una relación de derivación de 5.1:1; 122.7kg/s forman el flujo primario y 625.74 kg/s el flujo secundario.

El peso en seco de estos tres motores oscila entre 4000 y 5000 kg, peso menor que el de los motores analizados anteriormente ya que el diámetro del ventilador es menor, inferior a 3 m pero superior a 2 m.

Al ser el diámetro del ventilador menor que en el caso anterior, el OPR también es menor, siendo de 35 para el CF6-6 y el CF6-80, y de 39 para el CF6-50. Esto significa que la relación de presiones entre la salida de la tobera de descarga y la entrada al ventilador es menor que en el caso de motores con un ventilador mayor, ya que son capaces de dejar pasar a través del motor mayor cantidad de aire, por lo que se comprimirá más y por lo que, la relación de derivación será mayor.

A continuación, se desarrolla de forma esquemática una tabla en la que aparecen recogidas todas las características de los motores estudiados anteriormente:

	Motor GE	EMPUJE (KN)	CONFIGURACIÓN	∅ (m)	LONGI-TUD (m)	∅ fan (m)	PESO SECO (kg)	OPR	RELAC. DERIVACION	FLUJO MASICO AIRE(kg/s)	TSFC (kg/KN*h)	APLICACIONES	
GE-90 (1995)	GE-90-94B	418	TURBOFAN (2ejes) FAN	3,4	7,29	3.12 (22 álabes)	7550	40	8.4:1	532,6	53	Boeing 777-200 Boeing 777-200ER	
			COMPRESOR AXIAL										LP (3) HP(10)
			TURBINA AXIAL										HP (2) LP(6)
	GE-90-115B	514	TURBOFAN (2ejes) FAN	3,43	7,29	3.25 (22 álabes)	8283	42	9:1	1360,8	54	Boeing 777-200ER Boeing 777-300ER	
			COMPRESOR AXIAL										LP (4) HP(9)
TURBINA AXIAL			HP (2) LP(6)										
GP7200 (2006)	GP7200	311 - 363	TURBOFAN (2ejes) FAN	3,16	4,75	2,96 (24 álabes)	6712	36,1	8.8:1	900-1200	56,16	A380	
			COMPRESOR AXIAL										LP (5) HP(9)
			1 TURBINA AXIAL										HP (2) LP(6)
GE9X (2016)	GE9X	514	TURBOFAN (2ejes) FAN	-	-	3.35 (16 álabes)	7030	60	10:1	1360,03	48	B777-8X B777-9X	
			COMPRESOR AXIAL										LP (3) HP(11)
			TURBINA AXIAL										HP (2) LP(6)

GEnX (2005)	GEnX-1B	310,5 - 338,51	TURBOFAN(2ejes)		-	4,69	2.82 (18 álabes)	6147,1	43.8	9.3:1-9.8:1	1179,34	B787- Dreamliner	
			COMPRESOR AXIAL	LP (4)									
				HP(10)									
	TURBINA AXIAL	HP (2)											
		LP(7)											
	GEnX-2B	295,81	TURBOFAN(2ejes)		-	4,31	2,74	5613,2	44.7	8:1	1041,9	B747-8	
COMPRESOR AXIAL			LP (3)										
			HP(10)										
TURBINA AXIAL			HP (2)										
	LP(6)												
CF6	CF6-6 (1971)	184,6	TURBOFAN(2ejes)		2,67	4,77	2,19	3709	25,1	5,84:1	590	35,64	B747-400
			COMPRESOR AXIAL	LP (1)									
				HP(16)									
			TURBINA AXIAL	HP (2)									
	LP(5)												
	CF6-50 (1975)	226.86	TURBOFAN(2ejes)		-	4,65	2,19	4000- 4104	29.2- 31.1	4,26:1	660	37.44- 39.24	B747 A300
			COMPRESOR AXIAL	LP (3)									
				HP(14)									
			TURBINA AXIAL	HP (2)									
	LP(5)												
	CF6-80E1 (1994)	292,7 - 310,49	TURBOFAN(2ejes)		2.69- 2.9	4,27	2,44	5091	32.4- 34.8	5:1-5.1:1	748,43	33.84- 35.28	A330
			COMPRESOR AXIAL	LP (4)									
HP(14)													
TURBINA AXIAL			HP (2)										
	LP(5)												

Tabla 1. Características técnicas motores de largo alcance General Electric.

MOTORES DE MEDIO ALCANCE G.E

El siguiente grupo de motores que se analizarán a continuación son los motores de medio alcance. Grupo formado por dos familias de motores: CFM56 y CF34, capaces de recorrer distancias de entre 2500 km y 6000 km sin tener que repostar.

Para proceder a su estudio, se estudiarán dos tipos de motores de medio alcance; aquellos que tienen un empuje aproximado de 100 kN, y aquellos cuyo empuje es inferior a 100 kN.

FAMILIA CFM56.

La familia CFM International CFM56, es una familia de motores turbofan de alto índice de derivación construido por CFM International, con un rango de empuje de 87 kN a 147 kN.

CFM International es una unión de varias empresas de aviación, siendo cada una de ellas responsable de fabricar varios componentes del motor con línea de ensamblaje propia. General Electric, es el responsable del compresor de alta presión, la cámara de combustión y la turbina de alta presión¹².

Los motores comerciales que General Electric utiliza actualmente son dos: el CFM56-5B del año 1993 y el CFM56-7B del año 1996. El CFM56-5B tiene un empuje de entre 99 kN y 147 kN, mientras que el CFM56-7B tiene un empuje de entre 87 kN y 121 kN.

Entre sus aplicaciones, el motor CFM56-5B ofrece potencia para los aviones Airbus A318, A319, A320 y A321, todos ellos bimotor de fuselaje estrecho. Por otro lado, el motor CFM56-7B presta sus servicios a la familia de aviones conocida como Boeing 737NG (*Next-Generation*, Próxima Generación), que comprende los aviones de las series -600,-700,-800 y -900, todos ellos también, bimotores de fuselaje estrecho y competidores directos del A320.

Ambos motores son motores a reacción turbofan de doble eje compuestos por un ventilador, un compresor axial dividido en dos partes; una parte de baja presión de 3 o 4 escalonamientos movido por una turbina de baja presión de 4 escalonamientos; y una parte de alta presión de 9 escalonamientos movida por una turbina de alta presión de único escalonamiento. En definitiva, la configuración es la misma; siendo la única diferencia en que el compresor de baja del -5B tiene 4 escalonamientos, mientras que el compresor de baja del -7B tiene 3. En la siguiente figura se ha realizado una sección del motor CFM56-5B para ver sus diferentes componentes mecánicos:

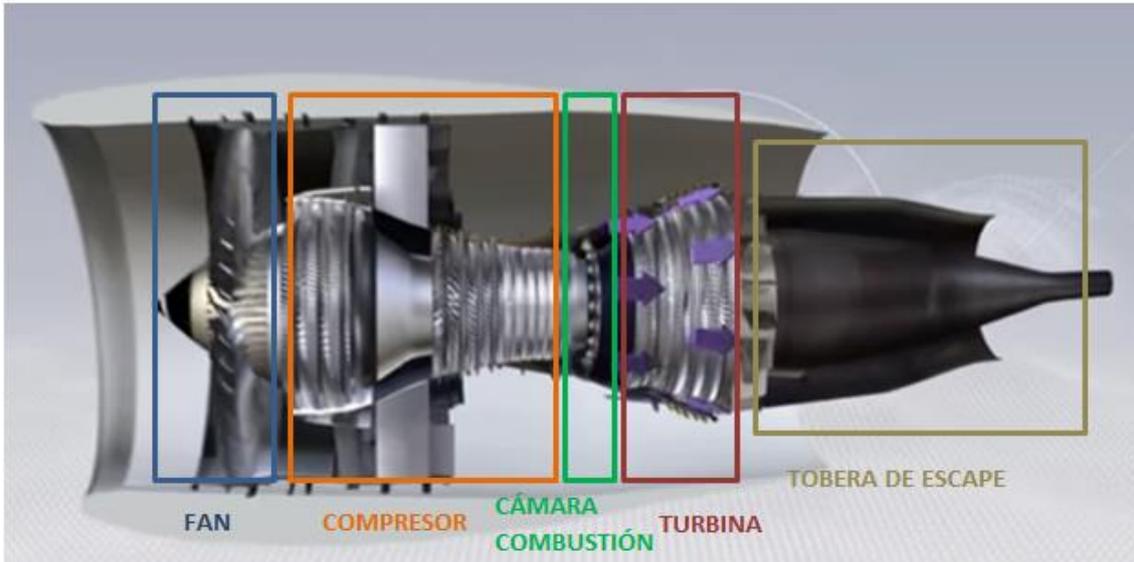


Figura 3-6. Sección del motor CFM56-5B. Adaptada de ¹².

El flujo másico de aire en el CFM56-5B es de 433.6 kg/s y su relación de derivación máxima de 6:1. Es decir, de los 433.6 kg/s de aire totales que entran por el ventilador, 61.86 kg/s pasan por el núcleo del motor mientras que 371.14 kg/s pasan por la periferia para llegar a la tobera de escape.

En el caso del motor CFM56-7B, su flujo másico es de 311.2 kg/s y su relación de derivación máxima es de 5.5:1. De los 311.2 kg/s, 47.84 kg/s forman el flujo primario y 263.32 kg/s el flujo secundario.

Como se puede ver claramente, motores con mayor flujo másico de aire y altos índices de derivación, son capaces de generar mayor empuje que aquellos con menor flujo másico de aire total y menor índice de derivación.

Un mayor flujo másico, supone también un diámetro de ventilador mayor. El diámetro del fan del CFM56-5B es de 1.73m y el del CFM56-7B es de 1.55m. El CFM56-7B se creó posterior al -5B, siendo una mejora importante la disminución de alabes del fan, que pasó de 36 a 24 alabes.

Sin embargo, ni la etapa menor del compresor de baja del -7B, ni la disminución del diámetro del fan, ni del número de alabes que lo forman, hace notar una relación de peso significativa, ya que pesa 2370 kg y el CFM56-5B 2380 kg.

Al ser el diámetro del ventilador menor en el CFM56-7B, su OPR también es menor, siendo de 34.4 para el CF56-5B, y de 32.7 para el CFM56-7B.

Por último, comentar que los consumos de combustible, al ser motores más pequeños que los de mayor alcance, presentan unos consumos específicos menores, siendo en ambos casos de 35 kg/kN*h aproximadamente.

FAMILIA CF34: CF34-3, CF34-8C Y CF34-10E.

La familia de motores CF34 entró en servicio en el año 1983. Una parte de esta familia se diseñó con la finalidad de cubrir recorridos de media distancia, pero con motores de menos de 100KN de empuje, mientras que la otra, fue diseñada para cubrir corto alcance. Se utilizan para el transporte regional de pasajeros y también forman parte de la flota de jets privados.

La configuración de los mismos, varía ligeramente respecto al resto de motores vistos hasta ahora, puesto que presentan un ventilador de una única etapa que actúa como compresor de baja, movido por una turbina de baja presión de 4 escalonamientos, sobrealimentando un compresor de alta presión de 9,10 o 14 escalonamientos, impulsado por un turbina de 1 o 2 etapas de alta presión. En la siguiente figura, Figura 3-7, puede verse este nuevo diseño:

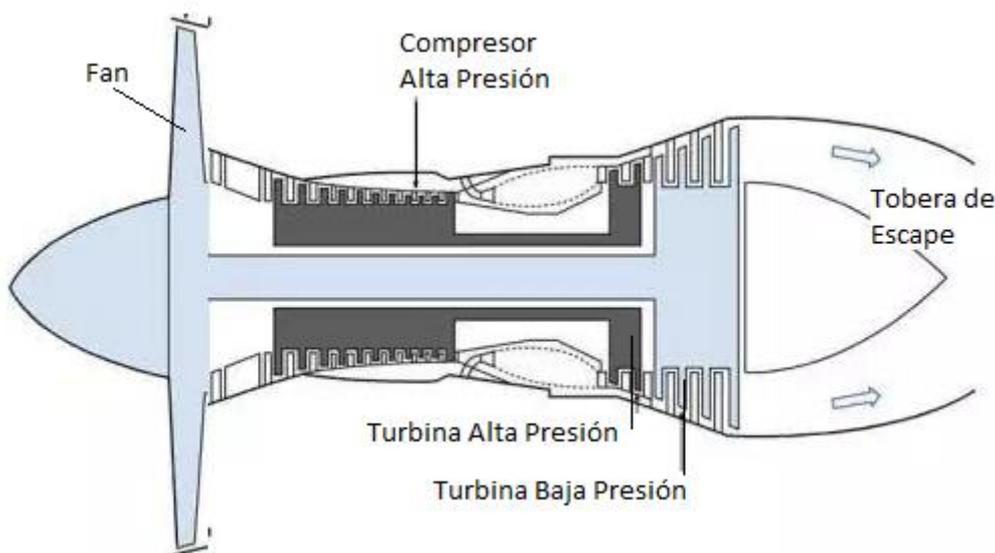


Figura 3-7. Sección motor CF34-3 sin compresor de baja presión. Adaptado de ¹³.

Solo se conoce el flujo másico del motor CF34-3, que es de 199.6 kg/s; pero comparándolo con el CF56-5B y CF56-7B, indica que efectivamente, a menor empuje menor flujo másico de aire total.

Sin embargo, su relación de derivación, es mayor que en otros motores similares, siendo de 6.2:1, y de 5:1 y 5.4:1 en el caso del CF34-8C y CF34-10E respectivamente. Esto hace ver que al ser un motor pequeño gran parte del flujo másico total de aire pasa a ser flujo secundario para aumentar su empuje y disminuir el ruido. Para el CF34-3 su relación de derivación es de 6.2:1.

En cuanto a peso, el CF34-3 pesa 758 kg; mientras que el -8C pesa cerca de 1100 kg y el -10E 1678 kg. Esta diferencia de peso es clara ya que el diámetro del ventilador es menor y el número de escalonamientos es mucho menor que en el caso del -8C y 8E.

Por otro lado, el OPR de estos tres motores es de 29 para el CF34-8C y CF34-10E y de 21 para el CF34-3. Esta diferencia se debe principalmente, a que su empuje es mucho menor. Esta situación junto a que el número de escalonamientos del compresor de alta presión son muchos más que en los otros casos, deja ver que no se trata de un motor muy eficiente. Esta situación se confirma en que su consumo específico de combustible es similar al del -8C y -10E, siendo estos motores mucho más grandes y pesados.

A continuación, se desarrolla de forma esquemática una tabla en la que aparecen recogidas todas las características de los motores de medio alcance estudiados anteriormente:

	Motor GE	EMPUJE (KN)	CONFIGURACIÓN		Ø (m)	LONGITUD (m)	Ø fan (m)	PESO SECO (kg)	OPR	RELAC. DERIVACION	FLUJO MASICO AIRE (kg/s)	TSFC (kg/KN* h)	APLICACIONES
CFM56	CFM56-5B (1993)	97.86 - 146,79	TURBOFAN(2ejes) 1FAN		1,9	2,6	1,73	2380	34,4	5:5-5.9:1	433,6	35	A320 A318 A319 A321
			COMPRESOR AXIAL	LP (4)									
				HP(9)									
			TURBINA AXIAL	HP (1)									
LP(4)													
CFM56	CFM56-7B (1996)	86,74 - 121,44	TURBOFAN(2ejes) 1FAN		-	2,63	1,55	2370	32,7	5:1-5.1:1	311,2	36	B737 Next- Generation
			COMPRESOR AXIAL	LP (3)									
				HP(9)									
			TURBINA AXIAL	HP (1)									
LP(4)													
CF34	CF34-3 (1983)	41,3	TURBOFAN(2ejes) 1FAN 1 etapa		1,2	2,62	1,12	758	21	6.2	199,6	72	Bombardier- Challenger 605 Bombardier- Challenger 850 Bombardier CRJ200
			COMPRESOR AXIAL	LP (4)									
				HP(14)									
			TURBINA AXIAL	HP (2)									
LP(4)													
CF34	CF34-8C (1996)	61.34 - 64,5	TURBOFAN(2ejes) 1FAN		1,3	3,25	1,17	1088- 1111	28-28.5	5	-	68,4	Bombardier CRJ700 Bombardier CRJ900 Bombardier CRJ1000 Bombardier- Challenger 870 Bombardier- Challenger 890
			COMPRESOR AXIAL	HP(10)									
			TURBINA AXIAL	HP (2)									
LP(4)													

	CF34-10E (1983)	90,57	TURBOFAN(2ejes) 1FAN		1,5	3,68	1,35	1678,3	29	5.1	-	68,4	Embraer 190 Embraer 195 Embraer Lineage 1000
			COMPRESOR AXIAL	LP (3)									
				HP(9)									
			TURBINA AXIAL	HP (1)									
LP(4)													

Tabla 2. Características técnicas de los motores de medio alcance General Electric.

MOTORES DE CORTO ALCANCE G.E.

General Electric dispone de únicamente dos tipos de motores comerciales de corto alcance que cubren distancias de menos de 2500 km. Este tipo de motor se utiliza para líneas regionales así como para jets privados.

Los motores de corto alcance pertenecen a la familia CF34; y son sus versiones CF34-8E y CF34-10A.

FAMILIA CF34: CF34-8E Y CF34-10A

Ambos motores son motores turbofan con alto índice de derivación.

Presentan una configuración de doble eje con un ventilador de única etapa que actúa a la vez como compresor de baja presión, movido por la turbina de baja presión de 4 escalonamientos en ambos casos. El compresor axial de alta presión de 9 o 10 escalonamientos es movido por la turbina de alta de 1 o 2 etapas.

Al tener pocas etapas la turbina de alta, no genera un empuje muy elevado, siendo motores de 65 kN en el caso del CF34-8E y 79 kN en el caso del CF34-10A.

El flujo másico capaz de tratar es de 200 kg/s aproximadamente en ambos casos. Esto, teniendo en cuenta su índice de derivación 5:1, hace ver que 33 kg/s pasan por el núcleo del motor y 167 kg/s pasan por la periferia del mismo. Comparando este dato con los motores de medio alcance, se puede llegar a la conclusión de que estos dos motores son más ruidosos que los estudiados hasta este punto.

El motor CF34-8E pesa 1180 kg y el CF34-10A pesa 1679 kg. Su peso es similar a los del resto de variantes de la familia CF34 y esta pequeña diferencia entre ambos se debe a que el diámetro del ventilador del CF34-8E es ligeramente menor, mide 1.17 m, al diámetro del ventilador del CF34-10A, que mide 1.37 m.

En este caso, su relación total de presión (OPR) es igual a 29:1. También similar al del resto de la familia CF34.

El motor CF34-8C, estudiado como motor de medio alcance en el apartado anterior, también podría formar parte de este grupo de motores de menor alcance, ya que entre los aviones que lo montan, existen tanto aviones que lo utilizan para medio alcance, como los Bombardier CRJ700, como aviones que lo usan para corto alcance como el Bombardier CRJ1000. Finalmente se optó por englobarlo en el otro grupo porque durante el estudio se vio que había más aviones que lo usaban para distancias mayores de 2500 m.

En la siguiente tabla pueden verse los motores de corto alcance de General Electric:

Motor GE	EMPUJE (KN)	CONFIGURACIÓN	∅ (m)	LONG (m)	∅ fan (m)	PESO SECO (kg)	OPR	RELAC. DERIVACION	FLUJO MASICO AIRE (kg/s)	TSFC (kg/KN*h)	APLICACIONES	
CF34-8E	64,5	TURBOFAN(2ejes) 1FAN	1,35	3,07	1,17	1179,34	28,5	5.1	199,6	68,4	Embraer 170 Embraer 175	
		COMPRESOR AXIAL										HP(10)
		1 TURBINA AXIAL										HP (2)
												LP(4)
CF34-10A	78,47	TURBOFAN(2ejes) 1FAN	1,45	2,29	1,35	1678,29	29	5.1	199,6	68,4	COMAC ARJ21	
		COMPRESOR AXIAL										LP (3)
												HP(9)
		1 TURBINA AXIAL										HP (1)
	LP(4)											

Tabla 3. Características técnicas motores de corto alcance General Electric.

3.4. COMPAÑÍA PRATT & WHITNEY (P&W)

Pratt & Whitney es una compañía americana, que se dedica principalmente a la industria aeroespacial. Además fabrica turbinas de gas para ámbito industrial y de generación de energía, turbinas para el sector marítimo y motores para cohetes. Es una filial de UTC (*United Technologies Corporation*, Corporación de Tecnologías Unidas).

Sus aviones comerciales son los que se ven en la Figura 3-8, cuyas características se estudiarán más adelante:

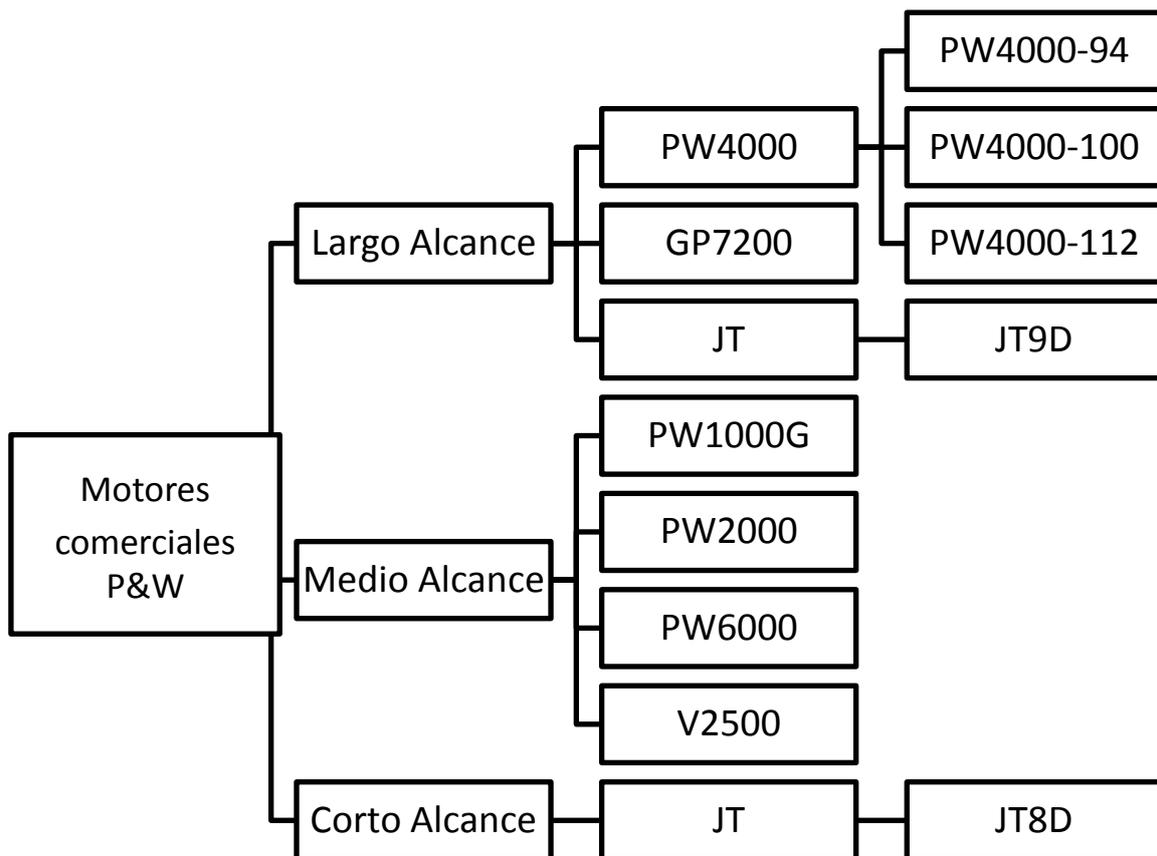


Figura 3-8. Esquema de aviones comerciales de Pratt&Whitney.

La característica más importante de los motores comerciales a reacción de la compañía Pratt & Whitney es que en la configuración de algunos de sus motores, como el PW1000G, presentan una caja reductora planetaria entre el ventilador y el compresor de baja presión.

En un turbofan convencional, como los vistos hasta ahora, los motores disponen de dos ejes; un eje (el de baja presión o “LP”) que conecta el ventilador, el compresor de baja presión y la turbina de baja presión; y otro eje concéntrico al primero (el de alta presión o “HP”) que conecta el compresor de alta presión y la turbina de alta presión. En esta configuración, el diámetro del ventilador limita la velocidad máxima de punta, lo que

limita la velocidad de rotación del eje de baja presión y, por lo tanto, la velocidad de giro del compresor LP y de la turbina LP.

Para motores con altos índices de derivación (con diámetros significativos de ventilador), las velocidades de punta deben de ser relativamente bajas, lo que se traduce en un aumento de las etapas del compresor LP y de la turbina LP para mantener cargas eficientes y aceptables.

En el caso de un turbofan con caja reductora planetaria, ésta se sitúa entre el ventilador y el eje de baja presión, permitiendo que el eje de baja presión funcione a velocidades de rotación más altas, permitiendo utilizar menos etapas tanto en la turbina de baja presión como en el compresor de baja presión, aumentando la eficiencia respecto a la situación anterior y reduciendo el peso. Sin embargo, al introducir una caja reductora, se producen pérdidas de energía y calor en el mecanismo del engranaje y el peso ahorrado en las etapas de la turbina y el compresor se compensa prácticamente, con el de la caja de engranajes.

La menor velocidad de rotación del ventilador, permite mayores relaciones de derivación, menor consumo de combustible y menor ruido.

A continuación puede verse una imagen del motor PW1000G con caja reductora

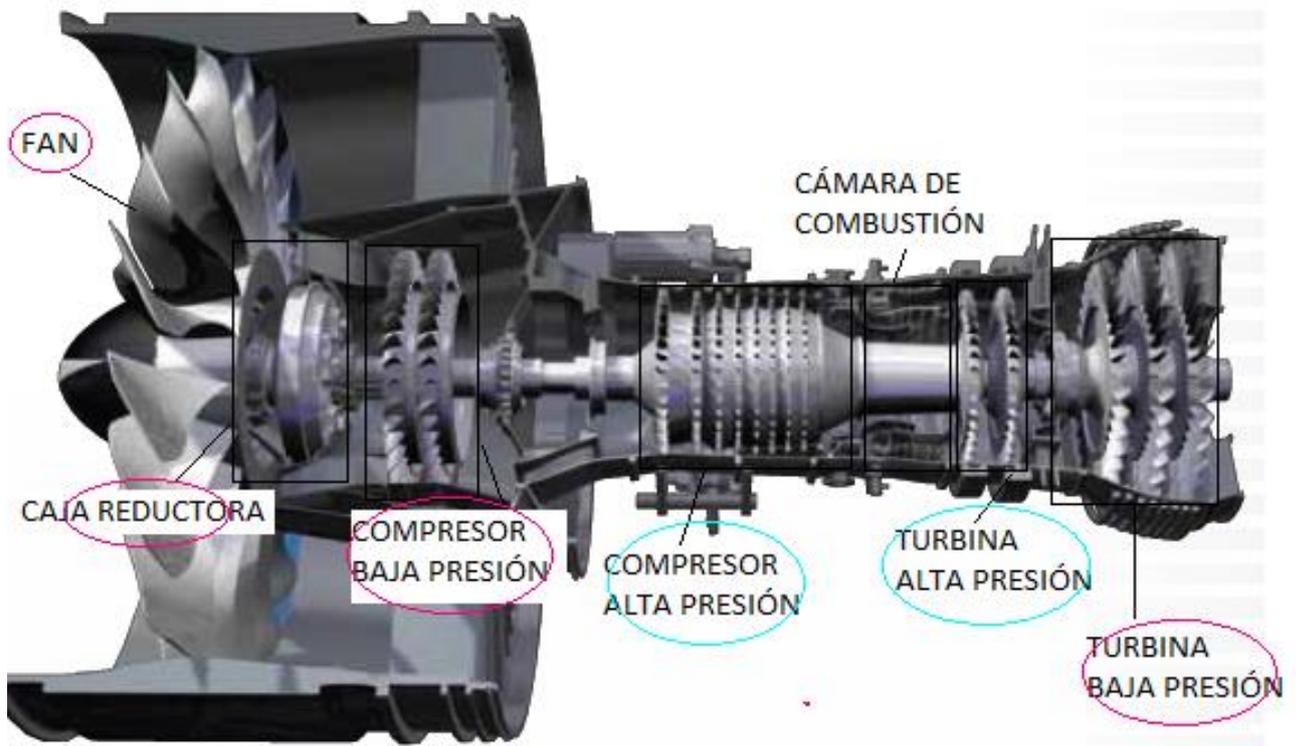


Figura 3-9. Motor PW1000G con caja reductora planetaria. Adaptada de ¹⁴.

Para realizar el estudio de los motores de la compañía, al igual que en el caso de los motores de General Electric, se clasificarán en un primer lugar, según su alcance.

En el caso de los motores comerciales de Pratt & Whitney, solo disponen de motores diseñados para largo y medio alcance. Este hecho se debe a que con motores de medio alcance, como el motor JT8D, cubre distancias cortas, ya que presenta diferentes variantes desde 62 kN de empuje hasta 93 kN.

MOTORES DE LARGO ALCANCE P&W

Los motores utilizados para recorridos de largo alcance de Pratt & Whitney tienen un empuje menor que los de General Electric: El motor de mayor empuje de la compañía es de 430KN. Por esta razón, se estudiarán dos tipos de motores de largo alcance; aquellos motores que tienen un empuje máximo comprendido entre 300 kN y 440 kN; y aquellos motores con un empuje de entre 200 kN y 300 kN. Además se compararán estos con los motores del mismo grupo de General Electric.

PW4000-112 Y GP7200

Estos dos motores tienen un empuje comprendido entre 300 kN y 440 kN. Son por tanto, los de mayor empuje de la compañía. El PW4000-112 entró en servicio en el año 1995 para el avión Boeing 777 en sus variantes B777-200, B777-200ER (una versión de alcance extendido) y B777-300, con un fuselaje alargado 10m respecto a B777-200.

El PW4000-112 tiene un empuje máximo de 436 kN, mientras que el GP7200 desarrolla un empuje máximo de 363 kN.

El motor GP7200 ha sido estudiado en la sección anterior, ya que es un motor desarrollado por Engine Alliance, una empresa conjunta 50/50 entre General Electric y Pratt & Whitney. Este motor deriva de las familias de motores GE90 y PW4000.

Ambos motores presentan una configuración de doble eje, muy similar a la de sus competidores de rango de General Electric. Poseen un compresor axial de baja presión de 5 o 6 escalonamientos movido por una turbina de baja presión de 6 o 7 escalonamientos; y un compresor axial de alta presión de 9 u 11 escalonamientos, movido por una turbina de alta presión de 2 escalonamientos.

Los flujos máxicos de aire, son también similares a los del GEnX. En los tres casos se encuentran entre 900 y 1300 kg/s; con una relación de derivación de entre 8:1 y 9:1. En el caso particular del motor PW4000-112, la relación de derivación es 8.8:1. De los 1250 kg/s de aire que entran por el fan; 1122.44 kg/s forman parte del flujo secundario, mientras que 127.55 kg/s forman parte del flujo primario.

Sin embargo, cabe destacar que el PW4000-112, en una de sus variantes, es capaz de aportar 436 kN de empuje con una relación de derivación de 6,4:1; consiguiendo un OPR de 42.6.

Esto se debe a que su flujo másico es mayor (1300 kg/s) y aunque la relación de derivación sea menor, el flujo tanto primario como secundario sigue siendo mayor que en el caso anterior (menor flujo y mayor relación de derivación), por lo que será capaz de producir una diferencia mayor de presiones (OPR mayor) y por ello, un empuje mayor.

El OPR para el modelo de menor empuje del motor PW400-112 es de 34.2, en consonancia con su competidor del General Electric.

El peso de esos motores es de 6700-6800Kg aproximadamente; peso similar al del motor GenX que pesa 6000 kg. Para analizar esta diferencia de peso, en un primer momento cabe fijarse en el diámetro de ambos motores, tanto en el del GENX como en el del PW4000-112, pero comprobando que su diámetro es el mismo (2.82 m), esta diferencia de peso, de unos 700 kg, se debe a que es un motor 25 cm más largo, por lo que aun habiendo prácticamente el mismo número de etapas en su configuración, en el modelo PW4000-112, el eje será mayor y, por lo tanto, pesará más.

PW4000-94, PW4000-100, JT9D Y PW2000.

A continuación, y para finalizar el estudio de motores de largo alcance la compañía Pratt & Whitney, se estudiarán los motores de largo alcance con un empuje entre 100 kN y 300 kN capaces de cubrir distancias entre 7000 y 14000 km.

Dentro de este grupo de motores se encuentran dos de la familia PW4000: El PW4000-94 con un empuje de 276KN y el PW4000-100 con un empuje de 300 kN. Ambos son modelos de motores de hace más de 25 años, del año 1987 y 1994 respectivamente, por lo que son bastante antiguos. Este caso es típico y normal dentro de la aviación civil puesto que para el desarrollo completo de un motor se necesitan grandes inversiones de dinero, que luego se espera que estén en servicio durante 20 y 30 años para poder tanto pagarlo como para obtener beneficios.

Por otro lado, se encuentran los motores JT9D, con un empuje de 250 kN; y el PW2000, con un empuje de 195 kN. En este caso, estos motores son de 1970 y 1984. En el caso del JT9D más de 45 años de servicio.

Estos cuatro motores son motores turbofan de doble eje, que presentan una configuración de doble eje con un ventilador de una única etapa movido por un compresor de baja presión de 3 a 5 escalonamientos, movido a su vez este compresor de baja presión por una turbina de baja presión de 4 o 5 escalonamientos. El otro eje

conecta la turbina de alta presión de 2 escalonamientos con el compresor de alta presión de 11 o 12 escalonamientos.

La diferencia más llamativa de estos cuatro motores respecto a sus homólogos de General Electric, en cuanto a su configuración, es que el CF6-6 únicamente presenta una única etapa en el compresor de baja presión; sin embargo, en su compresor de alta, presenta 16 escalonamientos. También es interesante ver que en toda la familia CF6, las etapas del compresor de alta presión son significativamente mayores: 12 etapas máximas en los de P&W por las 16 etapas que presenta el CF6-6 y 14 etapas del CF6-50 y CF6-80E1.

Sin embargo, su turbina es prácticamente igual: 4 o 5 etapas en la turbina de baja presión y 2 etapas en la turbina de alta presión.

El diámetro del ventilador, al igual que los de la familia CF6, es inferior a 3m. En el caso de la familia PW4000, el segundo valor que describe la variante de modelo (-94, -100) indica, además, el diámetro del ventilador en unidades de pulgada (1inch= 0.254 m). El motor PW2000 es el que presenta un menor diámetro, 1.99 m. En contrapartida es el de menor empuje respecto a sus hermanos de P&W.

De acuerdo a estos diámetros de fan, la siguiente característica a analizar son sus flujos máxicos de aire, teniendo en cuenta su relación de derivación. Los flujos máxicos de los 4 motores de P&W son menores que los de igual alcance, pero mayor empuje de la compañía. Tanto el PW4000-94 como el PW4000-100 tienen un flujo máxico de 771 kg/s con una relación de derivación 5:1; lo que quiere decir que 128,5 kg/s son flujo primario mientras que 642.5 kg/s forman parte del flujo derivado. El motor JT9D tiene un flujo máxico de entrada de aire de 566 kg/s con una relación de derivación de 4.8:1; 97.6kg/s son de flujo primario y 468.4 kg/s son flujo secundario. El motor PW2000 presenta un flujo máxico total de 549 kg/s con una relación de derivación de 6:1; 78 kg/s flujo secundario y 470.57 kg/s flujo secundario. Como se puede ver en estos dos casos, aunque el JT9D presenta un mayor flujo total, al tener un índice de derivación menor que el PW2000, al final el flujo derivado es prácticamente igual, pero no así su flujo primario, que es lo que aporta ese empuje extra total. Estos flujos máxicos de aire son similares a los de la familia CF6 de General Electric.

Los pesos de estos tres motores se encuentran entre 3200 kg y 5900 kg. El motor PW2000, el de menor empuje de su grupo, con el menor diámetro y menor flujo máxico de aire, pesa 3200 kg aproximadamente. Le sigue el JT9D, con 4000 kg aproximadamente, que es el siguiente en cuanto a empuje y diámetro del fan. El más pesado es el PW4000-100, que pesa 5850 kg. Comparando este motor con el más pesado de G.E, el motor CF6-80E1, que pesa cerca de 800 kg menos, se da uno cuenta que, aunque la configuración del PW4000-100 resulta menos pesada, el diámetro del fan es ligeramente mayor en 40 cm. Seguramente, además de este hecho, sus materiales

sean diferentes porque son competidores directos de la misma época, ya que ambos entraron en servicio en el año 1994.

En cuanto a la relación total de presión, u OPR, se puede comprobar que tiene unos valores similares a los de sus competidores de la compañía General Electric. Con valores comprendidos entre 27.5 y 35.4. Como es de esperar, estos valores son inferiores a los de los motores con un empuje superior, por lo que se puede decir que el índice OPR está ligado directamente al empuje que proporciona el motor.

Por último, en cuanto a consumo de combustible (TSFC) solo se conoce el de los motores PW2000 y JT9D. En este caso, el motor con mayor empuje, el JT9D, consume más combustible (60.9 kg/(kN*h)), mientras que el motor con empuje menor (el PW2000) que consume 59.29 kg/ (kN*h). Esta afirmación no siempre es cierta, ya que a mayor eficiencia del motor, mayor empuje y menor consumo de combustible.

A continuación, puede verse en la siguiente tabla, recogidas todas las características técnicas de los motores de largo alcance de P&W:

		EMPUJE (KN)	CONFIGURACIÓN		Ø (m)	LON GI TUD (m)	Ø fan (m)	PESO EN SECO (kg)	OPR	RELAC. DERIVACI ON	FLUJO MASICO AIRE (kg/s)	TSFC (kg/KN*h)	APLICACIONES
PW4000	PW4000 -94 (1987)	231.31- 275.79	TURBOFAN(2ejes) 1FAN		-	3,37	2.39 (38alabes)	4272	27.5- 32.3	4.8:1-5:1	771,11	-	B747-400 B767-200/-300 Boeing MD11 A300-300 A300-600
			CAJA DE CAMBIOS										
			COMPRESOR AXIAL	LP (4) HP(11)									
			TURBINA AXIAL	HP (2) LP(4)									
	PW4000 -100 (1994)	284.69- 302.48	TURBOFAN(2ejes) FAN		-	4,14	2,54	5851	32- 35.4	5:1	771,11	-	A330-200 A330-300
			CAJA DE CAMBIOS										
			COMPRESOR AXIAL	LP (5) HP(11)									
			TURBINA AXIAL	HP (2) LP(5)									
	PW4000 -112 (1995)	329.17- 435.93	TURBOFAN(2ejes) FAN		3,0 2	4,87	2,82	6847	34.2- 42.8	8.8:1- 6.4:1	1250- 1280	-	Boeing 777-200 Boeing 777- 200ER Boeing 777-300
			COMPRESOR AXIAL	LP (6) HP(11)									
			TURBINA AXIAL	HP (2)									
				LP(7)									

GP7200 (2006)	-	310-363	TURBOFAN(2ejes) 1FAN		3,1 6	4,75	2,96 (24 álabes)	6712	36,1	8,8:1	900- 1200	-	A380
			1 COMPRESOR AXIAL	LP (5) HP(9)									
			1 TURBINA AXIAL	HP (2) LP(6)									
JT	JT9D (1970)	213,51- 249,1	TURBOFAN(2ejes) 1FAN		-	3,37	2,37	3980	26,7	4,8:1	566	60,94	Boeing 747 Boeing 767 A300 A310 MCDonell Douglas DC-10
			1 COMPRESOR AXIAL	LP (3) HP(11)									
			1 TURBINA AXIAL	HP (2) LP(4)									
PW2000 (1984)	-	170.81- 194.54	TURBOFAN(2ejes) 1FAN		-	3,59	1,99	3221	27.6- 31.2	6:1	548,85	59,112	Boeing 757 Ilyushin IL96
			1 COMPRESOR AXIAL	LP (4) HP(12)									
			1 TURBINA AXIAL	HP (2)									

Tabla 4. Características técnicas motores de largo alcance Pratt & Whitney.

MOTORES DE MEDIO ALCANCE P&W

En el siguiente estudio que se llevará a cabo, se estudiarán los motores de medio alcance, que cubren distancias de entre 2500 km y 6000 km de manera continua, sin necesidad de rellenar sus depósitos de combustible.

En este apartado se estudiarán en un primer momento los dos motores con un empuje aproximado de 100 kN: el V2500 y el PW6000. A continuación, se verá el motor con un empuje menor de 100 kN, el JT8D. Y, por último, se procederá al estudio del motor PW1000G, el único motor de la compañía que cuenta con una caja reductora planetaria y que es capaz de proporcionar, en sus diferentes configuraciones, desde un empuje de 67 kN a 156 kN.

V2500 Y PW6000.

El motor V2500 fue diseñado y fabricado por la empresa “*International Aero Engines*”, un consorcio a nivel mundial creado inicialmente por cinco empresas.

La letra “V” simboliza, en número romanos, estas cinco compañías que se unieron. En la actualidad, solo cuatro permanecen unidas.

En el programa para el desarrollo del motor cada compañía asumía unas responsabilidades: Pratt & Whitney se encargó de la inyección y de la turbina de alta presión (HPT), *Japanese Aero Engines Corporation* se encargó del fan y del compresor de baja presión (LPC), *MTU Aero Engines* se encargó de la turbina de baja presión (LPT) y por último, Rolls Royce se hizo cargo del compresor de alta presión (HPC).¹⁵

Este motor presenta varias versiones que van desde un empuje de 102KN hasta 142 kN. La primera versión, el V2500-A1 fue introducido en el mercado en el año 1989, pero era muy pesado por lo que pronto, en el año 1993, se desarrolló el modelo V2500-A5, con un menor número de piezas. El modelo V2533-A5, con la introducción de una cuarta etapa en la configuración básica del motor para incrementar el flujo del combustible al motor, junto con un incremento del diámetro de la turbina, ayudaron a incrementar el empuje hasta los 142 kN. Este modelo lo monta el A321. Y el modelo V2531-A5, de 139 kN, lo monta el KC-390.

Las versiones de potencias rebajadas son el V2522-A5 de 102 kN de empuje para el Airbus A319, el V2527-A5 de 120 kN para el A320 y el V2528-D5 de 127 kN para el McDonnell Douglas MD-90.

En la siguiente tabla, pueden verse los diferentes modelos del motor V2500 con su respectivo empuje y modelo de aeronave que lo monta:

	V2500 -A1	V2522 -A5	V2524 -A5	V2527 -A5	V2530 -A5	V2533 -A5	V2525 -D5	V2528 -D5	V2531 -E5
Diámetro Fan (m)	1.6	1.61	1.61	1.61	1.61	1.61	1.61	1.61	1.61
Empuje (KN)	111	102	110	118	135	142	115	127	139
Modelos Avión	A320	A319	A319	A319/ A320	A321	A321	MD- 90	MD- 90	KC- 390

Tabla 5. Variantes del motor V2500 y los aviones que lo montan.

Como puede verse, el diámetro del ventilador no sufre variación, por lo que este incremento de empuje se debe a la configuración interna del propio motor.

Por otro lado, el PW6000 tiene un diámetro de ventilador menor, de 1,43 m.

El motor de P&W, de empuje similar al V2500 es el PW6000. El PW6000 entró en servicio en el año 2007 y cuenta con la colaboración de la compañía MTU para la fabricación del compresor de alta presión de seis etapas. Es competidor directo del CFM56. Presenta dos versiones, el PW6122A de 98 kN y el PW6124A de 106 kN. Ambos modelos están destinados para el A318, cuyo alcance es de 5700 km.

En cuanto a la configuración de ambos motores, se trata de motores turbofan con alto índice de derivación. Presentan un fan de una única etapa seguido por un compresor axial de baja presión de 4 etapas movido por una turbina de baja presión de 5 o 3 etapas. Por otro lado, el compresor de alta presión tiene 10 o 6 etapas y es movido por la turbina de alta presión de 2 o 1 etapa. Esta configuración es similar a la que presentan los motores de similar empuje de la compañía General Electric.

El flujo másico para el motor de mayor empuje de esta clasificación, el V2500, es de 359 kg/s. Teniendo en cuenta, su índice de derivación (aprox.5:1) se obtiene un flujo primario de 59.83 kg/s y un flujo derivado de 299.16 kg/s.

Por otro lado, el flujo másico de entrada del motor PW6000 es de 290 kg/s, que teniendo en cuenta su índice de derivación (aproximadamente 5:1), se obtienen 48.3 kg/s que pasan por el núcleo del motor, mientras que 241 kg/s recorren la periferia del mismo.

Esto indica nuevamente que, para conseguir un empuje mayor, las compañías aumentan el diámetro del ventilador, consiguiendo un mayor flujo másico total de aire. Lo que a su vez significa un mayor flujo primario.

Comparando estos flujos con los de su competidor, el CFM56 presenta un flujo másico de admisión y un diámetro de ventilador, algo mayor en sus dos versiones (El CFM56-5B y el CFM56-7B), lo que quiere decir, y queda confirmado, que su rango de empuje es ligeramente mayor.

Respecto al parámetro OPR, o parámetro de presión global, el V2500 tiene una relación de compresión global de 33.4 para su versión de mayor potencia, mientras que en el PW6000 es de 28.7 para el caso de mayor empuje. Esto quiere decir que, para proporcionar un mayor empuje, los elementos de compresión (la tobera de entrada, el ventilador y el compresor) han de ser capaces de comprimir más masa de aire o hacerlo de manera más eficiente.

En cuanto a consumo de combustible por unidad de empuje (TSFC), se aprecia una gran diferencia entre el V2500 que consume 57.8 kg/kN*h, y el PW6000 que consume 38.4 kg/kN*h.

Esta diferencia tan alta, teniendo en cuenta que ambos pesan prácticamente lo mismo: 2400Kg el V2500 y 2500kg el PW6000, hace ver que esta diferencia se debe a la tecnología utilizada en el diseño, menos avanzada en el motor más antiguo, en 1989, el V2500.

JT8D

El motor JT8D es un motor a reacción de corto y medio alcance. Dependiendo de la aeronave en la que se instale es capaz de recorrer 3800 km; como en el Boeing 727, el McDonnell Douglas DC90 o el Boeing MD80. También puede ser considerado un motor de corto alcance ya que en el Boeing 737-100 y en el Boeing 737-200 cubre distancias de 2500 km.

Al ser capaz de recorrer medias distancias, está considerado en este trabajo como motor de medio alcance.

El motor JT8D, fue desarrollado en el año 1964 y es una modificación del motor militar de combate J52 de Pratt & Whitney. El J52 es un motor turboreactor mientras que el JT8D es un motor turbofán de bajo índice de derivación. Al ser un motor de bajo índice de derivación, su velocidad óptima de operación es a velocidades supersónicas (entre Mach 1 y Mach 2), por lo que normalmente este tipo de motores se utilizan en aviación militar donde se alcanzan esas velocidades y donde es muy importante una alta relación empuje-peso. A pesar de ello, aunque en la actualidad se utilicen mayoritariamente en

aviación militar, hay algunas aeronaves comerciales que usan motores de bajo bypass como el MD-83 que usa el JT8D y el Fokker 100 que utiliza el Rolls Royce Tay.

El JT8D es un motor turbofan de doble eje que proporciona un empuje de entre 62 kN y 93 kN. Tiene dos conjuntos de rotación independientes coaxialmente conectados: Uno para los elementos de baja presión y otro para los elementos de alta presión. El eje de baja es movido por la turbina de baja presión de dos etapas, y mueve el compresor de baja presión, que consta de 4 etapas más un ventilador frontal de dos etapas. El eje de alta es movido por la turbina de alta presión de una sola etapa y mueve el compresor de alta de 7 etapas.

Esta configuración del motor JT8D es bastante diferente a la de los motores homólogos de empuje y alcance de la Familia CF34 de General Electric. La única similitud que se encuentra en ambas configuraciones es que poseen una turbina de alta presión de una única etapa.

El diámetro del ventilador es de 1.37 m. Y su relación de derivación es de entre 0.96 y 1.74. Teniendo en cuenta que su flujo másico es de 150.14 kg/s; se obtiene un flujo derivado máximo (para la relación de bypass de 1.74) de 95.34 kg/s y un flujo primario de 54.8 kg/s.

La diferencia más notable respecto a la familia CF34 es que todas las variantes de la familia CF34 son de alto índice de derivación. Al tener un diámetro similar del ventilador y producir un empuje similar, viendo también que tiene un flujo total de aire parecido, queda evidenciado que el JT8D es un motor más ruidoso ya que deriva menos masa de aire por la parte externa del motor.

En cuanto al peso del motor JT8D, pesa unos 1700 kg; siendo el más pesado de todos los de esta gama de motores. Evidentemente la tecnología del año 1964 era mucho menor y los materiales más pesados que los que había entorno al año 2000.

El índice de compresión total para el motor JT8D es de entre 18.2 a 19.4. Lo que le convierte en un motor muy poco eficiente; y más teniendo en cuenta que el OPR del motor CF34-10E (el que proporciona un empuje de 90.6 kN) es en torno a 30. Esta afirmación queda más clara aun cuando se piensa en el hecho de que el JT8D es un motor que se utiliza en aviación comercial, a velocidades subsónicas (su velocidad de crucero es de 907 km/h), estando concebido para poder ser utilizado en aviación militar, a velocidades supersónicas (Match1 o Match 2).

Por último, en cuanto al consumo, presenta un TSFC de 57.27 kg/ (kN*h). Este consumo es menor que cualquiera de los de la familia CF34. Lo que indica que a pesar de ser un motor tan antiguo, comparándolo con el CF34, resulta ser un motor más económico.

PW1000G

El siguiente motor a estudiar es el PW1000G. Este motor requiere un estudio especial y detallado puesto que es el único motor de Pratt & Whitney que lleva integrado una caja de cambios planetaria en su configuración.

Es el motor exclusivo tanto para el Bombardier CSeries como para el “Mitsubishi Regional Jet (MRJ)”; aunque también lo montan el Airbus A320Neo y el modelo MS21 de la compañía “United Aircraft Corporation (UAC)”.

El PW1000G fue el resultado de un proyecto llevado a cabo desde el año 1998, donde se pretendía mejorar el motor PW6000. Posteriormente el proyecto evolucionó, desarrollándose junto con MTU Aero Engines, que se encargaba de las cuatro etapas iniciales del compresor de alta presión y de la turbina de baja presión. Además, aportó su tecnología de materiales para las etapas posteriores del compresor de alta presión.

La función de la caja reductora es ralentizar el giro del ventilador, permitiendo que opere a velocidades más bajas que el compresor y la turbina de baja presión. De esta manera, el motor es capaz de montar un ventilador de mayor diámetro, de conseguir aumentar su índice de derivación y, en definitiva, de consumir menos combustible, de ser menos ruidoso y de ser más eficiente respecto a los modelos tradicionales.

El motor PW1000G es un motor turbofan de alto índice de derivación y de doble eje. El eje de baja presión consta de una turbina de baja presión de 3 etapas que acciona el compresor de baja presión de 3 etapas y la caja reductora, que se desacopla del giro del eje de baja presión y transmite una velocidad menor al ventilador, de una sola etapa. Por otro lado, el compresor de alta presión tiene 8 etapas y es movido por la turbina de alta presión de 2 etapas.

La primera ventaja que se obtiene de este modelo de configuración, es que necesita menos etapas el compresor de alta presión para obtener el mismo empuje en comparación con otros modelos de empuje similar. Esto significa un motor menos pesado y más optimizado aerodinámicamente.

En la siguiente imagen, se muestra un corte del motor, indicando las partes del mismo:

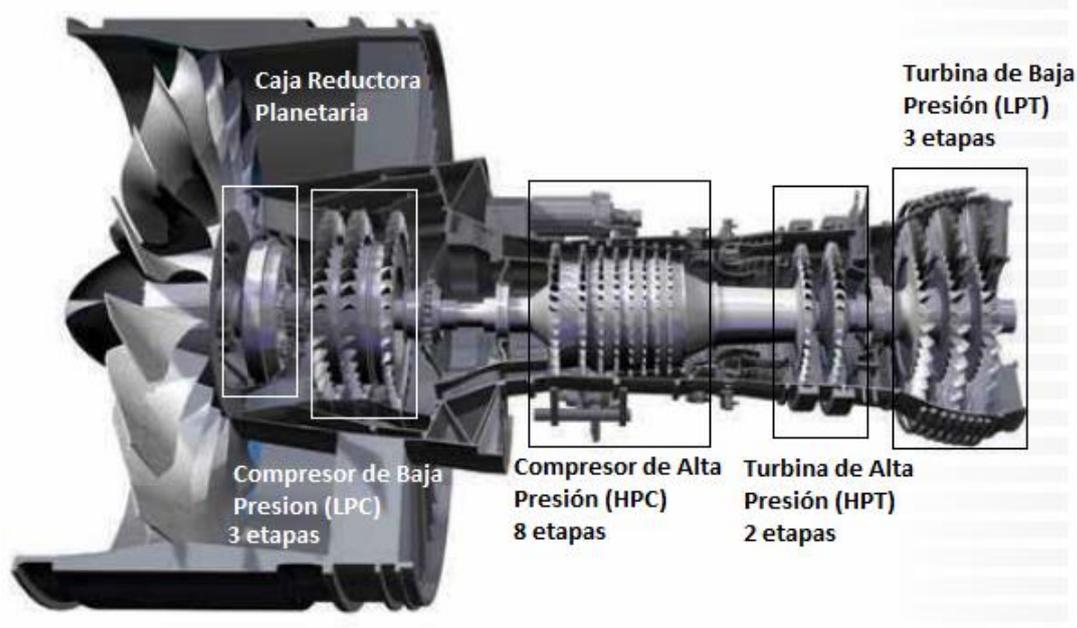


Figura 3-10. Sección del motor PW1000G. Adaptado de ¹⁶.

El ventilador tiene un diámetro, dependiendo del modelo, de entre 1.42 m y 2.06 m.

A continuación, pueden verse los diferentes modelos de la familia PW1000G con el empuje que desarrollan, el diámetro del fan, su configuración interna y sus aplicaciones:

	PW1200G	PW1500G	PW1100G-JM	PW1400G-JM	PW1700G	PW1900G
Empuje (kN)	66.72-75.62	84.5-103.64	108.54-155.69	122.55-137.89	75.62-102.31	75.62-102.31
Diámetro ventilador (m)	1.42	1.85	2.06	2.06	1.42	1.85
Configur.	1-G-2-8-2-3	1-G-3-8-2-3	1-G-3-8-2-3	1-G-3-8-2-3	1-G-2-8-2-3	1-G-3-8-2-3
Aplicaciones	MRJ	Serie C	A320Neo	MC-21	E-Jets Gen2	E-Jets Gen2

Tabla 6. Características Técnicas Variantes de la Familia PW1000G. Adaptado de ¹⁶.

Como puede comprobarse en la tabla anterior, la familia PW1000G se trata de una familia muy versátil, capaz de proporcionar empuje en un gran intervalo, que va desde los 67 kN hasta los 156 kN. Para ello, se utiliza un ventilador de mayor diámetro y una configuración de 3 etapas en el compresor de baja presión en lugar de 2.

Como comparativa, se encuentran los modelos PW1700G y PW1900G; ambos con igual rango de empuje, pero con mayor diámetro el PW1900G y una configuración de 3 etapas en lugar de dos. Ambos lo montan los aviones Embraer E-Jet Gen2, aviones bimotores de medio alcance. Dependiendo de diferentes parámetros como la altura del avión, de la envergadura, de la carga máxima a transportar... así se elige una u otra configuración de motor.

La longitud de motor es de 3,8 m, el motor más largo de los vistos hasta ahora de medio alcance, lo cual es normal pensando en el espacio que ocupa la caja reductora.

Su peso es de 2857.6 kg, por lo que es un motor ligeramente más pesado que sus homólogos: Lo que pesa la caja reductora se compensa, en definitiva, con la disminución de etapas del compresor que se necesitan para proporcionar un empuje similar.

El flujo másico de este motor es de 881 kg/s; teniendo en cuenta que su índice de derivación máximo es de 12:1, se obtiene un flujo primario de 67.77 kg/s y un flujo secundario de 813 kg/s. Analizando esto, uno se da cuenta que, aun siendo un motor utilizado para medio alcance, tiene un flujo másico total similar los motores de largo alcance y un índice de derivación mayor de cualquiera de los vistos hasta ahora. Esto significa que es un motor silencioso, ya que desvía gran parte del flujo de entrada por el flujo secundario.

En cuanto a su índice OPR, tiene un valor de 50, muy superior a los motores de medio y largo alcance de la compañía. Es un valor propio de un motor de largo alcance, e indica una gran eficiencia del motor.

A continuación, puede verse en la siguiente tabla, todas las características técnicas recogidas de los motores de medio alcance de P&W:

	EMPUJE (KN)	CONFIGURACIÓN	LONGITUD (m)	∅ fan (m)	PESO EN SECO(kg)	OPR	RELAC. DERIVACION	FLUJO MASICO AIRE(kg/s)	TSFC (kg/KN*h)	APLICACIONES	
PW1000G (2008)	66,72-155,69	TURBOFAN (2ejes) 1FAN	3,8	1.42-2.06	2857,6	50	9:1-12:1	881	-	Bombardier Cseries Mitsubishi Regional Jet Airbus A320 Neo UAC MS21	
		CAJA DE CAMBIOS									
		COMPRESOR AXIAL									LP (2) HP(8)
		TURBINA AXIAL									HP (2) LP(3)
V2500 (1989)	102.31-142.34	TURBOFAN (2ejes) FAN	3,2	1,61	2404	26.9-33.4	4.5:1-5.4:1	399,25	57,8	A319 A320 Boeing MD-90 Embraer KC-390	
		COMPRESOR AXIAL									LP (4) HP(10)
		TURBINA									HP (2) LP(5)
PW6000 (2005)	97.86-105,87	TURBOFAN (2ejes) FAN	2,75	1,43	2449,4	26.1-28.7	4.8:1-5:1	290	38,41	A318	
		COMPRESOR AXIAL									LP (4) HP(6)
		TURBINA AXIAL									HP (1) LP(3)
JT	JT8D (1964)	TURBOFAN(2ejes) 1FAN 2 etapas	4,74	1,37	1587,57	18,2-19,4	0,96-1,74	150,14	57,27	Boeing 727 Boeing 737-100 Boeing 737-200 MCDonell-Douglas DC-9 Boeing MD80	
		1 COMPRESOR AXIAL									LP (4) HP(7)
		1 TURBINA AXIAL									HP (1) LP(2)

Tabla 7. Características técnicas motores de medio alcance Pratt & Whitney.

3.5. COMPAÑÍA ROLLS-ROYCE (R&R)

Aunque la mayor parte de las personas conocen la marca británica Rolls- Royce por sus automóviles, la actividad principal de la empresa es la fabricación de motores de aviación. Específicamente, fabrica turbinas para aviones comerciales y civiles, así como para el sector marino, energético y nuclear.

La familia más importante de Rolls-Royce es la familia Trent; motores turbofan de alto índice de derivación, todos ellos basados en el motor RB211, a cuya familia sustituyó en el año 1990. Se trata de motores de largo alcance que alimentan a los aviones denominados como “widebody” o de fuselaje ancho.

En la siguiente figura puede verse un esquema de los motores comerciales de Rolls-Royce:

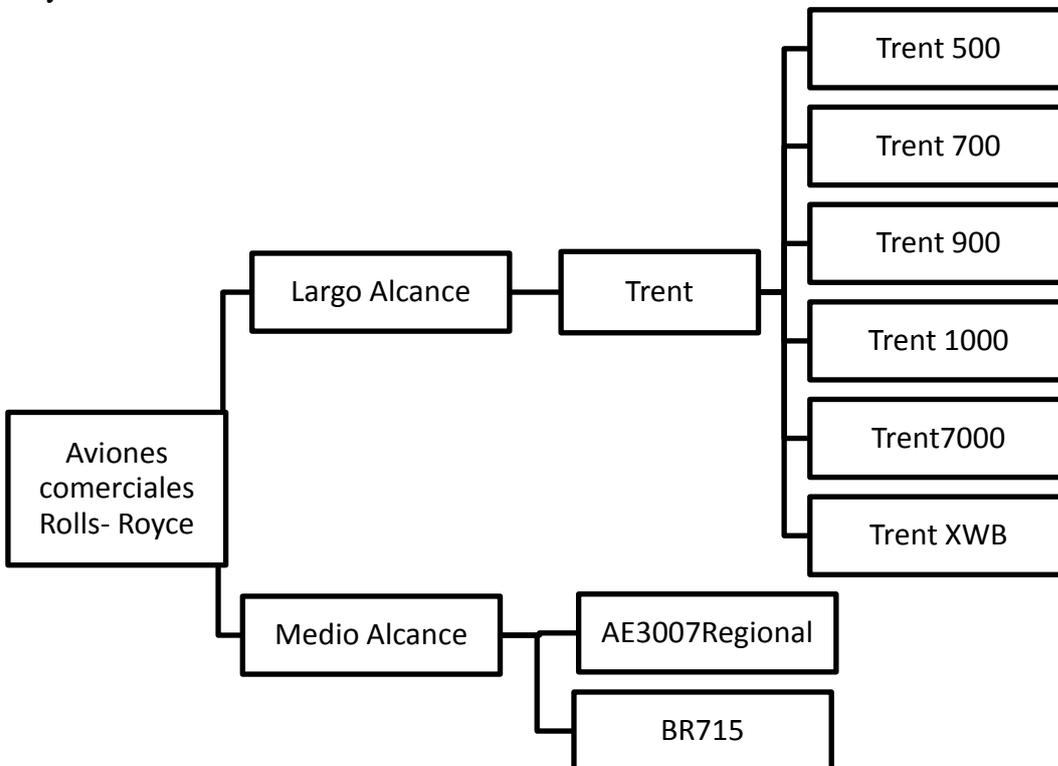


Figura 3-11. Esquema de aviones comerciales de Rolls- Royce.

Al igual que se ha hecho en los casos anteriores, para estudiarlos se procederá a una primera clasificación por alcance. Se considerarán de largo alcance aquellos que cubren recorridos de más de 10000km, de medio alcance aquellos que cubren distancias sin repostar de entre 2500 y 6000km y, de corto alcance, aquellos que cubren distancias de menos de 2500km.

En el caso de Rolls Royce, toda la familia Trent es de largo alcance y, como motores de medio alcance solo tiene dos: el BR715, que lo monta el Boeing 717-200, y que tiene un alcance de 3800 km aproximadamente, y el AE3007 Regional, que sustenta a la familia

de aviones Embraer 135, Embraer 140 y Embraer 145 con un alcance máximo de unos 3361 km.

Al igual que se hizo en el caso de las compañías General Electric y Rolls Royce, se compararán entre ellos según una segunda clasificación en la que se tendrá en cuenta su empuje y también se compararán con sus homólogos de las otras compañías.

MOTORES DE LARGO ALCANCE R&R.

Como ya se ha dicho anteriormente, los motores de Rolls Royce de largo alcance son los de la familia Trent. Esta familia la componen seis motores que para estudiarlos más detalladamente, serán a su vez clasificados como: aquellos con un empuje mayor de 400KN: el Trent XWB; aquellos con un empuje entre 300 kN y 400 kN: el Trent 700, el Trent 900 y el Trent 7000; y por último, aquellos con un empuje entre 200KN y 300KN: el Trent 500 y el Trent 1000.

La característica más importante, y que los diferencia de los motores de las otras dos compañías estudiadas hasta ahora, es que la configuración de todos sus motores de largo alcance presenta tres ejes para mover los elementos mecánicos en lugar de dos.

En el caso del turbofan de tres ejes, se tiene un eje de alta presión que es arrastrado por la turbina de alta presión y que mueve el compresor de alta presión; un eje de presión intermedia que es movido por la turbina de presión intermedia y que mueve el compresor de presión intermedia; y un eje de baja presión que conecta la turbina de baja presión con el ventilador, el cual actúa como compresor de baja presión. En la **¡Error! No se encuentra el origen de la referencia.** puede verse una sección de un motor turbofan con una configuración de tres ejes.

Esta configuración tiene la ventaja de que se consiguen unas relaciones de compresión estables a lo largo de todas las etapas del compresor, ya que con la configuración de dos ejes los últimos escalones del compresor trabajan muy poco y en ocasiones, debido a su baja velocidad de giro, se producen problemas de estabilidad. Como contrapartida, el utilizar motores de tres ejes, supone un mayor coste tanto de fabricación como de mantenimiento.

TRENT XWB

El motor Trent XWB es un motor desarrollado a partir del Trent 1000 y que diseñó en exclusividad para propulsar al avión Airbus A350 XWB. Su primer vuelo se efectuó en el año 2014. Más adelante, también adquirió contratos para el A350-900 y el A350-1000.

Es un motor capaz de generar un empuje de entre 374 kN hasta 432 kN. Comparando los empujes de las tres compañías en esta categoría, se puede ver claramente, que solamente la compañía General Electric fabrica motores con un empuje bastante mayor, ya que sus modelos GE9X y GE90-115B producen empujes de 470 kN y 514 kN respectivamente.

En cuanto a su configuración, se trata de un motor turbofan de triple eje, que dispone de una turbina de alta presión de un única etapa que mueve el compresor axial de alta presión de 6 etapas; un segundo eje, el de presión intermedia, que es arrastrado por la turbina de presión intermedia de 2 etapas y que mueve el compresor de presión intermedia de 8 etapas; y por último, cuenta con un eje de baja presión que es arrastrado por la turbina de baja presión de 6 etapas y que mueve el ventilador de una única etapa. Este motor, al ser capaz de mantener unas relaciones de compresión entre escalones constante, no hay tanta diferencia entre el número de etapas del compresor de baja/intermedia y el compresor de alta; ya que cada eje gira de manera independiente respecto a los otros dos, consiguiendo que se adecue la velocidad de giro y, de esta manera, aumentando el rendimiento del compresor.

El hecho de llevar tres ejes concéntricos no supone un peso añadido, ya que el recargo de material en esta parte se compensa, incluso mejora, por el hecho de no necesitar tantas etapas de compresión. Así, el Trent XWB pesa 7280 kg, menos que su homólogo de General Electric, el GE90-94B, que pesa casi 300 kg más (generando un empuje de 418 kN). Además, la longitud del motor disminuye de manera considerable por el hecho de necesitar menos etapas, así el XWB mide 5.81 m, mientras que los motores de la familia GE miden 7,30 m.

El flujo másico de aire de entrada del motor XWB es de 1436 kg/s. El mayor flujo másico de todos los estudiados. Teniendo en cuenta que presenta una relación de derivación de 9.6:1; se tienen 135.47 kg/s de aire que atraviesan el motor y 1300.52 kg/s que se derivan por el conducto secundario. El valor del flujo primario es el mismo que en el caso del motor GE90-115B, que genera un empuje de 514 kN. Y el flujo secundario es mayor en el motor XWB que en el GE90-115B, por lo que este motor en estudio, es menos ruidoso y por lo tanto, más respetuoso con el medio ambiente.

El diámetro del ventilador del motor XWB es de 2.99 m, menor que el diámetro de los dos motores GE90, pero los tres cuentan con 22 álabes. A pesar de ser el motor que tiene menor diámetro, es el motor con mayor flujo de entrada de aire. Esto se debe a la optimización de la velocidad de giro del mismo producida por el tercer eje.

Presenta una relación de presión media total (Índice OPR) de 50:1, mayor que el de su homólogo en empuje, el GE90-94B. Esta situación es razonable ya que resulta ser más eficiente en las etapas de compresión.

Sin embargo, el XWB consume bastante más que cualquiera de sus homólogos de la Familia General Electric. Presenta una tasa TSFC de 64.8 (kg/ kN*h). Por lo que resulta poco respetuoso, en cuanto a emisiones de se refiere, con el medio ambiente, y un aspecto a tener muy en cuenta para las compañías que lo adquieren.

TRENT 700, TRENT 900 Y TRENT 7000.

Los motores Trent 700, Trent 900 y Trent 7000 están clasificados juntos en este proyecto por ser motores de largo alcance con un empuje comprendido entre 300 kN y 400 kN.

El Trent 700 fue lanzado al mercado en el año 1995 y fue el primer motor de la familia Trent. Tiene un empuje de entre 302 kN y 320 kN. Fue diseñado a partir del motor RB211 (motor turbofan del año 1969) para dar soporte a todos los pesos del avión A330, en particular para aviones pesados que operaban en ambientes hostiles como Medio Oriente.

El Trent 900 fue desarrollado, también, a partir del motor turbofan RB211. Tiene un empuje de entre 311KN y 343KN. Fue lanzado al mercado en el año 2006 y su principal aplicación es sustentar al avión Airbus A380 de cuatro motores. Como característica distintiva respecto a otros, se encuentra el movimiento de contra-rotación de sus ejes: uno de sus tres ejes, el de alta presión, gira en la dirección opuesta a los otros dos ejes para una mayor eficiencia del combustible y además, mejora la eficiencia de la turbina de presión intermedia.

El trent 1000 fue diseñado y optimizado para alimentar a la familia de aviones Boeing 787 Dreamliner. Tiene un empuje de entre 236 kN y 347 kN. Presenta una relación de derivación de 10:1, la más alta de toda la familia Trent, por lo que es el motor más silencioso del avión Boeing 787 en la actualidad. Además, más del 85% del empuje del motor es generado por el ventilador de 2.8 m de diámetro.

Los tres motores son motores turbofan con alto índice de derivación con una configuración de triple eje, pero solo el Trent 900 y el Trent 1000 cuentan con el sistema de contra-rotación del eje de alta presión. Los tres cuentan con un eje de alta presión arrastrado por la turbina de alta presión de un único escalonamiento que mueve al compresor de alta presión de 6 escalonamientos. Por otro lado, cuenta con un eje de presión intermedia que conecta la turbina de presión intermedia de un escalonamiento con el compresor de presión intermedia de 8 escalonamientos. Por último, el eje de baja presión es arrastrado por la turbina de baja presión de 4, 5 o 6 escalonamientos, y que mueve el ventilador de una única etapa.

Como se puede comprobar fácilmente, estos tres motores presentan la misma configuración, variando únicamente el número de escalonamientos de la turbina de baja

presión a la salida al exterior. Además, disponen de un número de escalonamientos bastante menor que los motores homólogos que ofrecen empuje similar, gracias a su configuración de triple eje.

El diámetro del ventilador del Trent 700 es de 2.47 m y tiene 26 álabes; el del Trent 900 es de 2.97 m y el del Trent 7000 es de 2.85 m y tiene 20 álabes. Como es de esperar, a mayor diámetro de ventilador, mayor empuje máximo. Además el diámetro del fan es similar al de sus homólogos de las familias General Electric y Pratt & Whitney.

En cuanto a flujos máxicos de aire, solo se conoce el flujo máxico del Trent 900, que es de 1225 kg/s. Teniendo en cuenta que presenta una relación de derivación máxima de 8.5:1; se obtiene un flujo primario de 129 kg/s y un flujo secundario de 1096 kg/s. Comparando estos flujos con los de los motores de General Electric: GP7200, GEnX-1B y GEnX-2B, se da uno cuenta de que tienen un flujo máxico similar, de entre 1000 kg/s y 1200 kg/s. Y también comparándole con el motor de Pratt & Whitney, el PW4000-112, tiene un flujo de aproximadamente 1200 kg/s.

Además, el índice de derivación del Trent 700 es de 5:1 y el del Trent 7000 es de 10:1. El Trent 7000 es el que presenta un mayor índice de derivación de todos los motores vistos hasta el momento y es por lo tanto, el que deriva mayor proporción de aire por el conducto secundario y por lo tanto, resulta ser el menos ruidoso.

Analizando el peso de estos tres motores, el Trent 700 pesa 6160 kg, el Trent 900 pesa 6246 kg y el Trent 7000 pesa 7750 kg. Este aumento de peso en cada uno de los motores es normal viendo que el Trent 900 tiene un escalonamiento más en la turbina de baja presión respecto al Trent 700; y que el Trent 7000 tiene uno más que el Trent 900.

Estos pesos están en concordancia con los de sus homólogos, siendo el Trent7000 el que tiene un mayor peso, con casi 1000 kg más que el siguiente más pesado, el GP7200.

Esta diferencia de peso tan grande, deja de tener gran importancia cuando se analizan los consumos de combustible de los mismos. Ya que a pesar de ser, el Trent 7000, el motor más pesado, es el que tiene una menos tasa de consumo de combustible (TSFC). No se tienen datos de todos los motores de largo alcance de este rango de empuje, pero presenta un TSFC de 50.85 kg/ (kN*h), mucho menor que, por ejemplo, el Trent 700, que tiene un TSFC de 56.5kg/ (kN*h). Diferencia considerable teniendo en cuenta que cubren distancias de más de 11000km.

Por último, mencionar su OPR. El Trent 700 tiene un OPR de 36:1, el Trent 900 tiene un OPR de 39:1 y el Trent 7000 de 50:1. Esto confirma que el Trent 7000 es el motor más eficiente en cuanto a consumo y que por lo tanto, es el más respetuoso con el medio ambiente por emitir menos gases y menos ruido al ambiente.

TRENT 500 Y TRENT 1000.

Para finalizar el estudio de los motores de largo alcance, se procederá al estudio de los dos motores de la compañía que presentan un empuje de entre 200 kN y 300 kN. Se trata de los motores Trent 500 y Trent 1000 con un empuje máximo de 250 kN y 300 kN respectivamente.

El Trent 500 es un motor diseñado específicamente para el avión A340-500 y A340-600. Fue lanzado al mercado en el año 2002, mientras que el Trent 1000 lo monta el Boeing 787 Dreamliner y fue lanzado en el año 2006.

Al igual que toda la familia Trent, son motores turbofan de alto índice de derivación con una configuración de triple eje. Ambos cuentan con un eje de alta presión arrastrado por una turbina de alta presión de un único escalonamiento que mueve al compresor de alta presión de 6 escalonamientos. Por otro lado, cuenta con un eje de presión intermedia que conecta la turbina de presión intermedia de un escalonamiento con el compresor de presión intermedia de 8 escalonamientos. Por último, el eje de baja presión es arrastrado por la turbina de baja presión de 5 o 6 escalonamientos, y que mueve el ventilador de una única etapa.

La configuración de estos motores es la misma que la de los estudiados en el apartado anterior. La diferencia principal con los motores homólogos de General Electric y Pratt & Whitney es que los de Rolls Royce disponen de muchas menos etapas en el compresor de alta. Esto, más adelante se comprobará, hace ver que son motores más eficientes, ya que tienen un OPR mucho mayor que sus competencias.

El Trent 500 cuenta con un ventilador de diámetro 3.9 m y el Trent 1000 con uno de 4.75 m. Los ventiladores de la familia General Electric y Pratt & Whitney tienen un diámetro de 2.4 m aproximadamente.

En cuanto al peso, es evidente que el Trent 1000, con un diámetro de ventilador mayor, pesa más que el Trent 500: 5765 kg frente a los 4990 kg. Pero aun así está el motor PW4000-100 que pesa 5851 kg.

Los flujos máxicos de aire con los siguientes: el Trent 500 presenta un flujo máxico de 880kg/s y el Trent 1000 de 1290 kg/s. Teniendo en cuenta que la relación de derivación, que para el Trent 500, es de 7.6:1, se obtiene un flujo primario de 102.33 kg/s y un flujo secundario de 777.67 kg/s. Por otro lado, el Trent 1000 tiene un índice de derivación de 10:1, al igual que el Trent 7000. De su flujo máxico total, 1290 kg/s, 117.27 kg/s forman el flujo máxico primario; mientras que el flujo máxico secundario es de 1172.7 kg/s. Se ve claramente que el Trent 1000 es más silencioso que el Trent 700 y que proporciona un empuje mayor ya que es capaz de tratar mayor flujo de aire.

En cuanto a la relación total de presión, u OPR, se puede ver que tiene unos valores ligeramente superiores a los de sus competidores. Las compañías General Electric y Pratt & Whitney tienen unos valores comprendidos entre 27.5 y 35.4 y, sin embargo, Rolls Royce mejora estos índices, siendo de 36.1 para el Trent 500 y de 50 para el Trent 1000. Está claro, que el Trent 1000 es el más eficiente de todos los motores de largo alcance de entre 200 kN y 300 kN.

Por último, comentar que el consumo de combustible del Trent 500 es de 55 kg/(kN*h). En este caso, un consumo excesivo comparado con los de la familia CF6, con un consumo máximo de 39 kg/(kN*h), pero algo menor que el motor JT9D, de Pratt & Whitney, que presenta un consumo de 61 kg/(kN*h).

A continuación, puede verse en la siguiente tabla, todas las características técnicas recogidas de los motores de largo alcance de la compañía Rolls Royce:

		EMPUJE (KN)	CONFIGURACIÓN	LONGI TUD (m)	Ø fan (m)	PESO EN SECO (kg)	OPR	RELAC. DERIVACION	FLUJO MASICO AIRE (kg/s)	TSFC (kg/KN*h)	APLICACIONES	
TRENT	TRENT 500 (2002)	235,76- 249,1	TURBOFAN (3ejes)		3,9	2,47	4990	36,3:1	7,6:1	879,6	55	A340-500 A340-600
			COMPRESOR	IP (8)								
			AXIAL	HP(6)								
			TURBINA	HP (1)								
	TRENT 700 (1995)	302,48- 320,27	TURBOFAN (3ejes)		5,64	2,47 (26 álabes)	6160	36:1	5:1	-	56,5	A330-200 A330-300
			COMPRESOR	IP (8)								
			AXIAL	HP(6)								
			TURBINA	HP (1)								
	TRENT 900 (2006)	311,38- 342,51	TURBOFAN (3ejes)		-	2,97	6246	39:1	7,7:1-8,5:1	1224,7		A380
			COMPRESOR	IP (8)								
			AXIAL	HP(6)								
			TURBINA	HP (1)								
	TRENT 1000 (2006)	236-300	TURBOFAN (3ejes)		4,75	2,84 (20 álabes)	5765	50:1	10:1	1290		Boeing 787 Dreamliner
			COMPRESOR	IP (8)								
			AXIAL	HP(6)								
			TURBINA	HP (1)								

	TRENT 7000 (2015)	263-347	TURBOFAN (3 ejes)		-	2,85 (20 álabes)	7750	50:1	10:1		50,85	A330 Neo
			COMPRESOR AXIAL	IP (8)								
				HP(6)								
			TURBINA AXIAL	HP (1)								
		IP(1)										
			LP(6)									
	TRENT XWB (2015)	373,65- 431,48	TURBOFAN (3 ejes)		5,81	2,99 (22 álabes)	7277	50:1	9,6:1	1436	64,8	A350 XWB A350-900 A350-1000
			COMPRESOR AXIAL	IP (8)								
			HP(6)									
TURBINA AXIAL			HP (1)									
		IP(2)										
		LP(6)										

Tabla 8. Características técnicas motores de largo alcance Rolls-Royce.

MOTORES DE MEDIO ALCANCE R&R.

En el siguiente estudio, y último, se estudiarán los motores de la compañía Rolls Royce de medio alcance, capaces de cubrir distancias de entre 2500 km y 6000km sin necesidad de repostar.

En este apartado se estudiarán conjuntamente los motores BR715, que genera un empuje máximo de 95 kN y el motor AE3007 Regional, con un empuje de entre 32 kN y 40 kN.

Ambos motores recuperan la configuración de doble eje en lugar de tres, como los de la familia Trent, por lo que resultará más sencillo su comparación.

BR715 y AE3007 REGIONAL

El motor BR715 es un motor turbofán de alto índice de derivación del año 1997 pero que entró en servicio en el año 1999. Este motor fue diseñado para motorizar el Boeing B717-200. Y genera un empuje de entre 62 kN y 96 kN.

Por otro lado, el motor AE30007 Regional es otro motor turbofan de medio alcance de alto índice de derivación que entró en servicio en el año 1995 y que genera un empuje de entre 32 kN y 40 kN. Dicho motor motoriza la familia de aviones Embraer ERJ, concretamente el Embraer 135,140 y 145.

A pesar de la diferencia de empuje entre ambos, se utilizan para cubrir distancias de entre 3000 y 3800 km.

Respecto a su configuración, tanto el BR715 como el AE3700 Regional son motores turbofan de doble eje, donde un eje de baja presión es arrastrado por una turbina de baja presión de 3 escalonamientos que mueve, a su vez, tanto a un compresor de baja presión de 1 o 2 escalonamientos, como a un ventilador de una única etapa. El segundo eje, el eje de alta presión, mueve el compresor de alta presión de 10 o 14 escalonamientos por medio de la turbina de alta presión de 2 escalones.

Esta configuración tiene en común con la de sus homólogos de otras compañías, que el compresor de alta presión tiene muchos más escalonamientos en comparación con los escalonamientos del compresor de baja. Esto tiene sentido ya que es movido por un eje que gira a mayor velocidad y lo que se busca es aumentar lo máximo posible la compresión del aire de entrada para que tras pasar por la cámara de combustión, su expansión sea mayor y genere, por tanto, mayor empuje.

El diámetro del ventilador del motor BR715 es de 1,47 m y el diámetro del AE3007Regional es de 0.98 m. Esta diferencia se debe a que el BR715 genera un

empuje total bastante mayor que el AE3007 Regional, por lo que necesitará un flujo de aire significativamente menor. Estos valores son razonables analizando los otros motores. Por ejemplo, el CF34-10E tiene un diámetro de ventilador de 1.35 m y genera un empuje de 91 kN; mientras que el CF34-3 tiene un diámetro de ventilador de 1.12 m y genera un empuje de 41 kN. Aun así, el AE3007 Regional es el motor utilizado en medio alcance con menor diámetro de fan, pero también es el motor de medio alcance con mejor empuje.

El flujo másico de aire del BR715 es de 295 kg/s y el del AE3007 es de 133 kg/s. Analizando el BR715, presenta una relación de derivación de 4.2:1; por lo que de los 295 kg/s; 56.73 kg/s forman parte del flujo primario, y 238.27 kg/s forman el flujo secundario.

Por otro lado, la relación de derivación del AE3007 es de 5:1: 22 kg/s es el flujo másico de aire primario y 110.8 kg/s son el flujo secundario.

Como queda claro, el BR715 es más silencioso que su hermano ya que presenta un mayor índice de derivación.

En cuanto al peso, el BR715 pesa 2085 kg y el AE3700 Regional pesa 719 kg. Esta diferencia de peso es normal y es la esperada, ya que el BR715 es un motor bastante más grande y con un diámetro de fan mayor. Aun así, es el motor más pesado de todos los de medio alcance analizados hasta el momento, ya que le sigue el CF34-10E con un peso de 1678 kg y después el JT8D con un peso de 1588 kg. Por otro lado, el peso del AE3007 es muy similar al del CF34-3, que genera prácticamente el mismo empuje.

Sin embargo, esta diferencia de peso no supone una diferencia en cuanto a consumo de combustible, ya que el BR715 tiene una tasa de TSFC de 37.3 kg/(kN*h) y el AE3007 Regional presenta una tasa TSFC de 36 kg/(kN*h). Estos datos, tan similares, dan a entender que el BR715, aunque resulta ser más pesado es más eficiente puesto que consume menos para generar más empuje y por lo tanto, es más respetuoso con el medio ambiente ya que libera menos gases que el AE3007 Regional.

Por último, tener en cuenta sus datos de presión media (OPR). El OPR del motor BR715 es de 24:1 y el del AE3700 es de 23:1. En este caso, estos datos indican que aunque el AE3700 es un motor más pequeño por proporcionar menos empuje, su relación de compresión es mejor que en el otro motor.

En la siguiente tabla, pueden verse las características de ambos motores de medio alcance de la compañía Rolls-Royce:

		EMPUJE (KN)	CONFIGURACIÓN	LONGITUD (m)	Ø fan (m)	PESO EN SECO(kg)	OPR	RELAC. DERIVACION	FLUJO MASICO AIRE(kg/s)	TSFC (kg/KN*h)	APLICACIONES	
TRENT	BR715 (1999)	62,62- 95,64	TURBOFAN (2ejes) 1FAN		2,36	1,47	2085	24:1	4,2:1	294,84	37,3	Boeing 717-200
			1 COMPRESOR AXIAL	LP(2)								
				HP(10)								
			1 TURBINA	HP (2)								
	LP(3)											
	AE3007 Regional (1995)	32,03- 39,66	TURBOFAN (2ejes) 1FAN		2,69	0,98	719,4	23:1	5:1	133,36	36	Embraer ERJ 135 Embraer ERJ 140 Embraer ERJ 145
1 COMPRESOR AXIAL			LP(1)									
			HP(14)									
1 TURBINA			HP (2)									
	LP(3)											

Tabla 9. Características técnicas motores de medio alcance Rolls-Royce.

3.6 RESULTADOS DEL ESTUDIO DE MERCADO

Tras la caracterización y la comparación de todos los motores a reacción utilizados actualmente en la aviación comercial y fabricados por *General Electric*, *Pratt & Whitney* y *Rolls-Royce*, se ve la necesidad de sintetizar cuales han sido las conclusiones obtenidas.

Esta caracterización ha consistido en estudiar y comparar parámetros tales como: el tipo de motor a reacción, su potencia, su configuración, sus aplicaciones, sus flujos máxicos de aire, sus pesos, sus relaciones de derivación y de presión y su consumo. Con todo ello, en este apartado se recogen, enumeradas, las conclusiones.

- 1- La mayoría de los motores estudiados anteriormente son motores que llevan funcionando entre 20 y 30 años.

Esto se debe a que su desarrollo implica una inversión muy importante por parte de las aerolíneas que lo adquieren y posteriormente se necesita amortizar estos gastos y obtener beneficios.

Las dos causas principales por las que se retiran de la aviación comercial son los requerimientos de seguridad y cumplimiento de emisiones, que cada vez son más estrictos, y por su obsolescencia tecnológica: los aviones más modernos son más eficientes y son capaces de recorrer los mismos trayectos con un menor consumo de combustible. Lo cual supone un gran ahorro para las aerolíneas.

El mayor desarrollo en aviación comercial se produjo durante los años 1990 y 2010.

A continuación, pueden verse una tabla de cada compañía fabricante, que recogen el año de lanzamiento de cada motor y que actualmente siguen en funcionamiento:

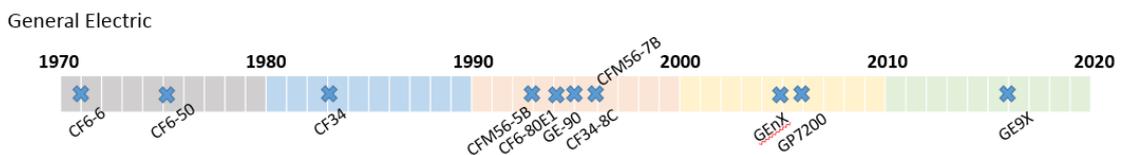


Figura 3-12. Evolución motores GE

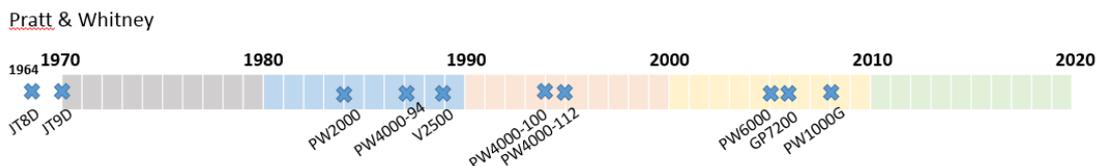


Figura 3-13. Evolución motores P&W

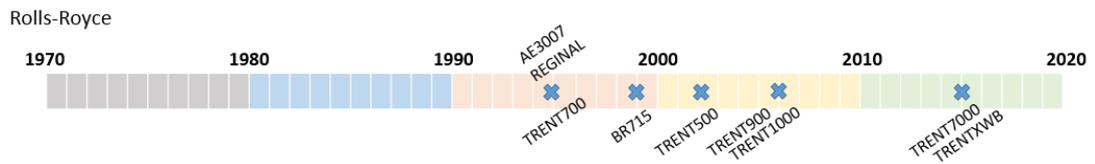


Figura 3-14. Evolución motores RR

Como puede verse, la gama de motores más nuevos es la de Rolls Royce, siendo la compañía Pratt & Whitney la que tiene en funcionamiento el motor más antiguo, siendo del año 1964.

- 2- En cuanto a las diferentes compañías que fabrican motores a reacción para transportar pasajeros, queda evidenciado que General Electric es la compañía que dispone de una gama más extensa de motores ofreciendo nueve motores de diferentes empujes de largo alcance, cinco de medio alcance y dos de corto alcance. Además, es la compañía que dispone de un motor con un empuje mayor que el desarrollado por sus competidores: Ha desarrollado el motor GE9X con un empuje máximo de 514 kN.

Los motores comerciales de Pratt & Whitney destinados a largo alcance son seis, y tienen un empuje menor que los de General Electric. Además, cuenta con cuatro motores de medio alcance y ninguno de corto alcance. Este hecho se debe a que para cubrir pequeñas distancias (de menos de 2500 km) utiliza motores de medio alcance, como el JT8D adaptando el combustible de sus tanques. Además, en este caso se trata de un motor que presenta diferentes variantes; desde 62 kN de empuje hasta 93 kN.

Por último, la compañía Rolls-Royce destaca por su familia denominada Trent, que consta de seis motores para largo alcance. Como motores de medio alcance tiene dos y al igual que Pratt & Whitney, ninguno de corto alcance. Para corto alcance ofrece el motor AE3007 Regional con un empuje de entre 32 kN y 40 kN.

- 3- Dentro de los motores comerciales de las tres compañías estudiadas, las tres dimensionan sus motores en función de la distancia que desean cubrir. Esto se debe a que es el primer aspecto que las aerolíneas tienen en cuenta a la hora de introducir un nuevo motor en flota.

Así se pueden distinguir tres tipos de alcance: Largo alcance, cuando la aeronave es capaz de recorrer más de 10000 km sin repostar; medio alcance, cuando cubre menos de 6000 km de distancia; y corto alcance, para distancias menores de 2500 km.

Tras esta primera clasificación se atiende a su empuje, y es ahí donde se ve que son dos parámetros que están íntimamente relacionados y que, en definitiva, a mayor empuje mayor alcance.

Así, de igual manera los motores con más de 200 kN de empuje están destinados siempre a largo alcance y los menores por debajo de 200 kN a medio o corto alcance. Sin embargo, no existe una regla de potencia que limite si un motor puede utilizarse únicamente para medio o corto alcance ya que las compañías optan por diseñarlos para medio alcance y que sean las aerolíneas las que limiten el llenado de los tanques de combustible, adaptándolos en caso de necesitarlos para corto alcance.

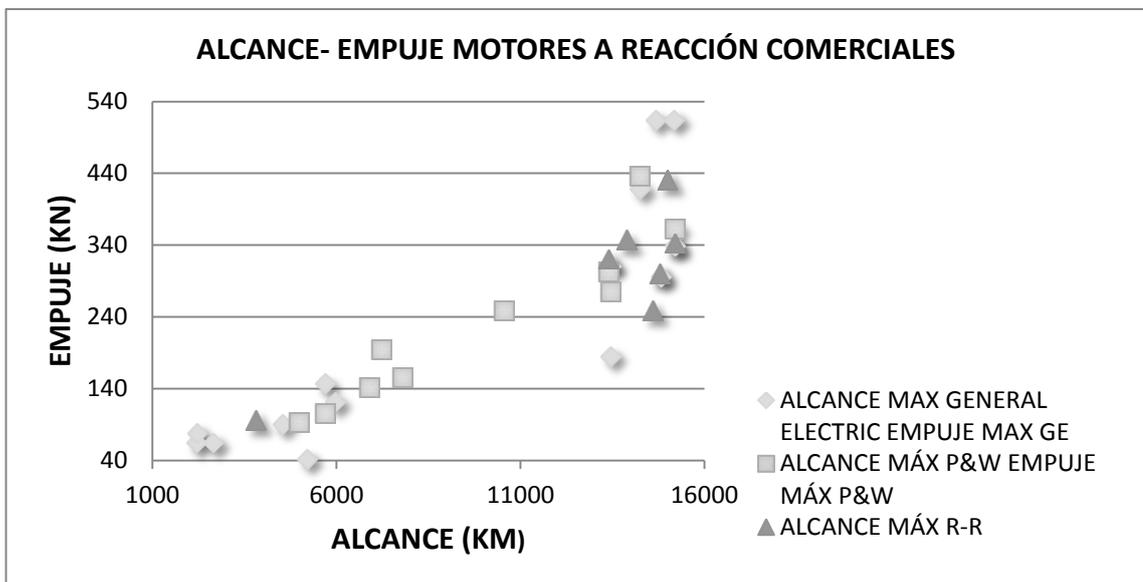


Figura 3-15. Alcance-Empuje Motores Comerciales Civiles.

- 4- El tipo de motor a reacción desarrollado mayoritariamente por las tres compañías es el motor turbofan de doble eje. Como excepciones, dentro de los motores turbofans, se encuentran los motores de la familia Trent, de la compañía Rolls Royce, cuya configuración es de triple eje. Y, por otro lado, el diseño más arriesgado e innovador, debido al aumento de su precio de venta y su mantenimiento, es el motor PW1000G de la compañía Pratt & Whitney, que presenta una caja reductora planetaria.

La diferencia fundamental de desarrollar un motor de triple eje en lugar de doble eje es que el motor de triple eje es capaz de mantener unas relaciones de compresión entre escalones constante, por lo que no hay tanta diferencia entre el número de escalones del compresor de baja/intermedia y el compresor de alta; ya que cada eje gira de manera independiente respecto a los otros dos, consiguiendo así que se adecue la velocidad de giro y, de esta manera, aumentando el rendimiento del compresor.

Además, el hecho de llevar tres ejes concéntricos no supone un peso añadido, ya que el aumento de material en esta parte se compensa, incluso mejora, por el hecho de no necesitar tantas etapas de compresión. Además, la longitud del motor disminuye de manera considerable por el hecho de necesitar menos etapas. Para comprobar esta afirmación se comparan dos motores: el GE90-94B y el Trent XWB.

El Trent XWB pesa aproximadamente 300 kg menos que su homólogo en empuje, el GE90-94B. Además al disminuir el número de etapas en el compresor su longitud es menor: el XWB mide 5.81 m, frente a los motores de la familia GE que miden 7,30 m.

Por otro lado, el estudio por parte de Pratt & Whitney de un motor a reacción con caja reductora supone un mayor rendimiento del compresor de baja presión.

En un turbofan convencional, de doble eje, uno de los ejes (el de baja presión o “LP”) conecta el ventilador, el compresor de baja presión y la turbina de baja presión; y el otro eje, concéntrico al primero (el de alta presión o “HP”), conecta el compresor de alta presión y la turbina de alta presión. En esta configuración, el diámetro del ventilador limita la velocidad máxima de punta, lo que limita la velocidad de rotación del eje de baja presión y, por lo tanto, la velocidad de giro del compresor LP y de la turbina LP.

Para motores con altos índices de derivación (con diámetros significativos de ventilador), las velocidades de punta deben de ser relativamente bajas, lo que se traduce en un aumento de las etapas del compresor LP y de la turbina LP para mantener cargas eficientes y aceptables.

En el caso de un turbofan con caja reductora planetaria situada entre el ventilador y el eje LP, permite que el eje de baja presión funcione a velocidades de rotación más altas, permitiendo utilizar menos etapas tanto en la turbina LP como en el compresor LP, aumentando la eficiencia respecto a la situación anterior y reduciendo el peso. Sin embargo, al introducir una caja reductora, se producen pérdidas de energía y calor en el mecanismo del engranaje y el peso ahorrado en las etapas de la turbina y el compresor se compensa prácticamente, con el de la caja de engranajes. La menor velocidad de rotación del ventilador, permite mayores relaciones de derivación, menor consumo de combustible y menor ruido.

- 5- Todos los aviones comerciales estudiados presentan un alto índice de derivación. En aviación comercial, es deseable mantener alto el índice de derivación, ya que disminuye el ruido, la contaminación, el consumo específico de combustible y aumenta el empuje y el rendimiento.

Para conseguir aumentar el índice de derivación, los fabricantes optan por aumentar el diámetro del fan:

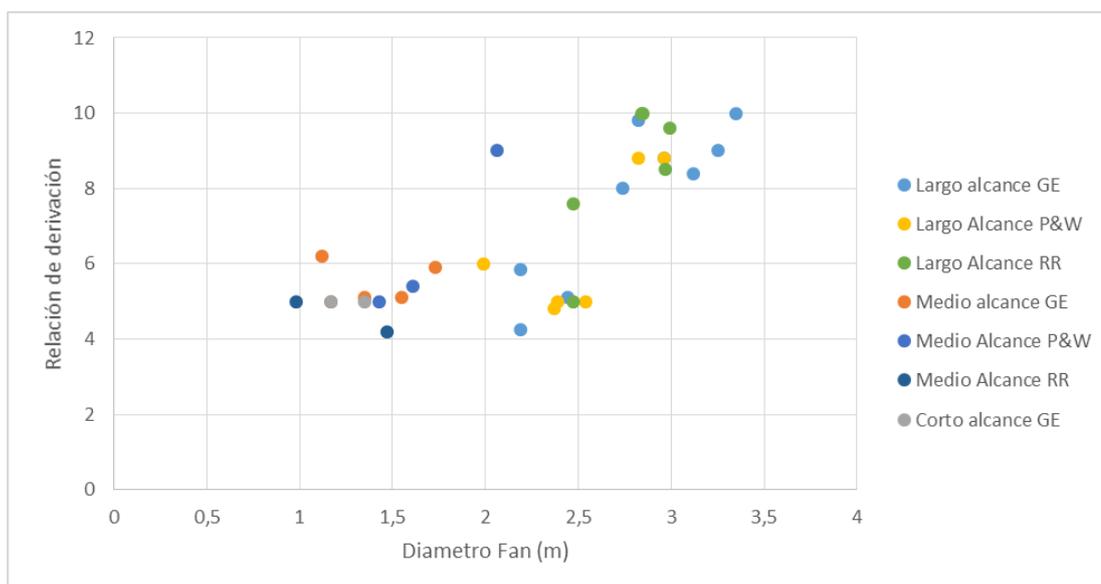


Figura 3-16. Diámetro-Relación de derivación Motores Comerciales Civiles

Sin embargo, un alto índice de derivación, o lo que es lo mismo, un aumento del flujo secundario, reduce el empuje específico a velocidades cercanas o superiores a la del sonido, siendo, por tanto, motores que vuelan a velocidades inferiores a 1Match (Entre 0.80 Match y 0.90 Match). En aviación militar se utilizan turbofans con bajo índice de derivación.

- 6- En cuanto a su relación de presión total (OPR, *Overall Pressure Ratio*); Para conseguir aumentar este índice los fabricantes optan por aumentar el diámetro del ventilador (lo que su pone a su vez un aumento de su índice de derivación) y/o por aumentar el número de escalonamientos en el compresor de alta presión. Así, por ejemplo, la compañía General Electric, consiguió aumentar la relación de presión total (OPR) de 40 a 60 de su motor GE9X respecto a la familia GE90, mediante el aumento de la relación de presión del compresor de alta presión, que pasó de 19:1 a 27:1. Para ello pasó de 9 o 10 etapas en el compresor de alta a 11 escalonamientos.

Este parámetro es, además, un factor influyente en la elección del motor, puesto que un alto OPR implica una mayor eficiencia térmica del motor lo que supone a su vez una disminución en el consumo específico de combustible.

Por contra, aumentar el índice de relación total de presión del motor suele suponer un aumento de su peso. Este aumento deja de ser relevante en motores relativamente modernos puesto que aun aumentando su peso consiguen tener unos consumos menores que otros similares con menor peso.

- 7- Un mayor flujo másico de aire de entrada junto con una mayor relación de derivación supone un aumento de empuje. Esta característica está totalmente ligada al diámetro del ventilador; a mayor diámetro mayor sección de paso, lo que significa mayor flujo másico por unidad de tiempo.
- 8- La última conclusión a la que se ha llegado, y antes de abordar su impacto sobre las emisiones a la atmósfera, es sobre el consumo de los motores, directamente relacionado con las emisiones a la atmósfera.

Evidentemente, cuando mayor sea el motor (mayor empuje genere) mayor será su consumo de combustible pero también depende al mismo tiempo de la eficiencia del propio motor para motores de similar alcance. Esto quiere decir, que un motor de similar alcance pero con mayor relación de derivación uno que otro y con mayor relación de presiones (total y a la salida del compresor) uno que otro, pero con un flujo másico de aire similar, consumirá menos el que valores más altos de esas características tenga.

En la siguiente figura, se muestra una comparativa de estos parámetros entre dos de los motores de General Electric (el GP7200 y el GE9X) con un alcance similar de 15200km. Otra característica que no se tiene en cuenta durante el presente proyecto pero que también es influyente es el año de fabricación de los mismos, ya que varía el tipo de materiales empleados ya que la tecnología ha evolucionado.

	Empuje (KN)	Diámetro fran (m)	OPR	Indice Derivación	Flujo Másico Aire (kg/s)	TSFC (kg/KN*h)	Alcance (km)
GP7200 (2006)	363	2,96 (24 álabes)	36,1	8.8:1	1200	56	15200
GE9X (2016)	514	3.35 (16 álabes)	60	10:1	1360	48	15185

Figura 3-17. Comparativa Características GP7200 y GE9X

Este último parámetro analizado, el consumo de combustible, es un parámetro decisivo para las compañías aéreas a la hora de elegir un motor para una aeronave, ya que su adquisición supone un coste importante fijo. Además, está íntimamente ligado a las emisiones emitidas, puesto que una reducción de consumo de combustible se traduce en una disminución de las mismas.

Por tanto, se concluye que el tipo de motor a reacción desarrollado y utilizado mayoritariamente en la aviación civil es el **motor turbofan de alto índice de derivación y doble eje** en detrimento del turboreactor y el turbohélice.

Entre otras, las razones por las que se ha impuesto el turbofan sobre el turbo reactor son, principalmente, por su mayor empuje y su mayor radio de acción para igualdad de consumo de combustible y temperatura de combustión.

Además, el motor de doble flujo presenta considerables ventajas en régimen de vuelo subsónico, en donde la disminución de consumo para obtener un gran alcance es prioritario respecto a la velocidad de vuelo.

Lo interesante en este punto del TFM es ver cómo poder optimizar estos motores, turbofan, para mejorar su eficiencia. En el siguiente capítulo se verá el impacto ambiental de este tipo de motores y la normativa vigente que regula sus emisiones a la atmósfera. Y en capítulos posteriores se realizará un análisis exergético para ver dónde se producen las mayores pérdidas y así optimizar ese proceso.

Capítulo 4 : IMPACTO AMBIENTAL DE LA AVIACIÓN CIVIL

El proceso de combustión está directamente relacionado con las emisiones medio ambientales que estos motores generan. Por ello, en el siguiente Capítulo se detallarán qué normativa se debe de cumplir en cuanto a impacto ambiental.

Además, el impacto ambiental es uno de los factores que más limitan el desarrollo del transporte aéreo.

Los tipos de impacto ambiental se pueden clasificar, según su alcance, como de efecto local (ruido, contaminación del aire local, uso de espacio), o como de efecto global (consumo de materiales no renovables y contribución al cambio climático).

4.1. IMPACTO AMBIENTAL LOCAL

Los tipos de impacto ambiental local serían los siguientes:

- **Ruido:** Ocasionado mayoritariamente por el movimiento de las aeronaves.
Las principales fuentes de ruido se originan en los elementos propulsivos, motores, así como en los equipos aerodinámicos (hipersustentadores, flaps y slats, y el tren de aterrizaje).
Una de las operaciones en las que se produce mayor nivel de ruido es durante el despegue.

La organización de Aviación Civil Internacional (OACI) regula las normas de certificación acústica de todas las aeronaves para concederles el certificado de tipo. Estas normas se encuentran en el Anexo 16, Volumen I, del Convenio de Chicago. La exigencia de estas normas se incrementa a medida que avanza el diseño acústico para adaptarse a la tecnología disponible.
- **Emisiones de CO₂ que contribuyen a la contaminación del aire local:** Las principales fuentes de origen son los desplazamientos de las aeronaves, las actividades que se llevan a cabo en las terminales, limpieza, mantenimiento, y el tráfico de otros modos de transporte directamente ligados con la actividad del aeropuerto: transporte de pasajeros y de trabajadores.
- **Afección paisajística:** El impacto paisajístico de las zonas aeroportuarias es elevado puesto que se requiere mucho espacio para poder llevar a cabo la actividad y supone la eliminación de especies incompatibles con la actividad. Además, supone la toma de medidas para evitar la contaminación de tierras, de aguas residuales y de vertidos.

4.2. IMPACTO AMBIENTAL GLOBAL

Por otro lado, los impactos de tipo global serían los siguientes:

- Consumo de materias primas no renovables, mayoritariamente el queroseno, extraído de la destilación del crudo, y que se utiliza como combustible para las aeronaves.

Actualmente no existe ningún otro combustible viable técnica y económicamente capaz de sustituir al queroseno.

El mayor potencial de uso futuro reside en los combustibles sintéticos, particularmente los biocombustibles de segunda y tercera generación.

Los biocombustibles de segunda generación proceden de residuos de cultivos, de subproductos de la industria alimentaria y forestal, o de cultivos específicamente destinados a su obtención tales como las algas o la *Jatropha*.

Los biocombustibles de tercera generación proceden de cultivos no destinados a la industria alimentaria, como los árboles bajos en lignina o el maíz con celulosas integradas.

La industria aeronáutica utiliza también metales escasos como el Titanio, que se utiliza de forma considerable en elementos del motor y en el fuselaje.

- Emisión de gases que contribuyen al calentamiento global por el efecto invernadero: El queroseno, al quemarse, en operación de crucero, lanza a la atmósfera tres tipos de compuestos químicos: Compuestos del aire ambiente (N_2 y O_2); productos resultados de la combustión completa (CO_2 y H_2O en forma de vapor); y contaminantes quemados (CO , HC , SO_2 , NO_x y hollín).

El cambio climático se detecta en los cambios de temperatura, en las precipitaciones, en el deshielo de los polos, en el aumento del nivel del mar, etc. Todo ello a su vez impacta en la agricultura, en los ecosistemas y en la producción de energía y su consumo. Además, afecta a la salud, disminuyendo el rendimiento de los trabajadores en los aeropuertos y alrededores, provocando un problema social.

En la siguiente figura, puede verse el impacto ambiental de un motor de aviación:

EMISIONES MEDIAS DURANTE UN VUELO DE UNA HORA

Avión con dos reactores y 150 pasajeros

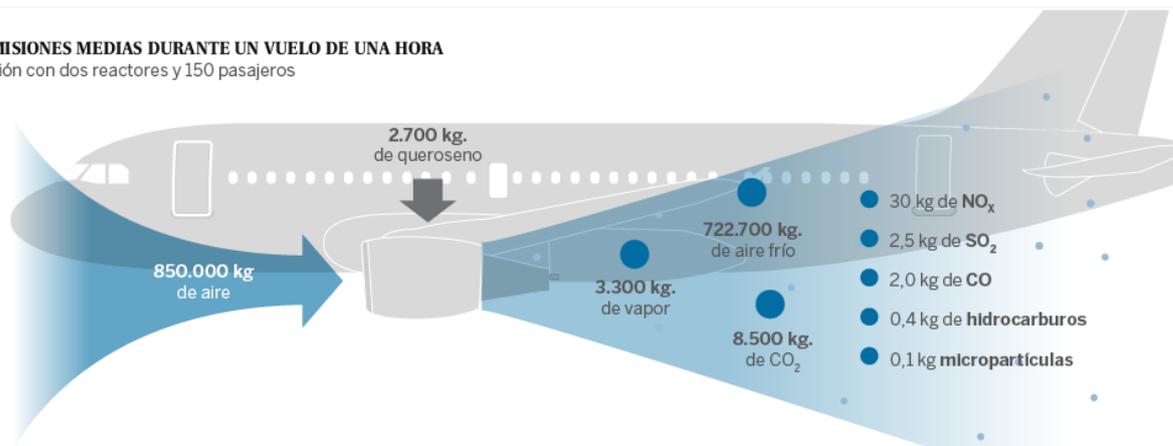


Figura 4-1. Contaminación del Transporte Aéreo¹⁷

Para regular el impacto ambiental, tanto a nivel local como global, se toman una serie de medidas que afectan tanto a nivel técnico, así como a nivel económico (acuerdos entre administraciones, impuestos y tasas, comercio de emisiones, etc.).

4.3. GESTIÓN DEL IMPACTO AMBIENTAL

Los dos tipos de impacto en el que nos centraremos en el presente trabajo serán el impacto acústico y el impacto ambiental

4.3.1. GESTION DEL IMPACTO ACÚSTICO

A nivel local, el impacto acústico que ocasionan las aeronaves es el de mayor repercusión a nivel local y el que genera mayores quejas de las comunidades de residentes en la vecindad de los aeropuertos.

Para tratar de controlar este impacto, la OACI, promueve una política denominada de Aproximación equilibrada o "*Balanced Approach*", donde se recomienda el estudio de cada aeropuerto mezclando de la manera más eficiente cuatro elementos: reducción de ruido en la fuente, optimización de procedimientos operativos, políticas de uso de suelo y restricción de operación de los vuelos más ruidosos. La Unión Europea adoptó esta política a partir del año 2003.

1. Reducción de ruido en la fuente: Los aviones comerciales, para la obtención de su certificado de tipo, se somete a un programa de ensayos, entre los que se encuentran ensayos de certificación acústica, para demostrar que los niveles de ruido emitidos no superan los fijados por el Anexo 16, Volumen I, del Convenio de Chicago.

Estos límites son fijados por el Comité de Protección del Medio Ambiente (CAEP) de la OACI y se basan en la masa máxima de despegue de la aeronave (MTOW).

A medida que el diseño de las aeronaves se optimiza, los límites sonoros se van haciendo más estrictos.

Los aeropuertos, pueden emplear los valores de ruido certificados para introducir restricciones como prohibir el acceso de los modelos que no cumplan ciertos límites, para ello pueden introducir un sistema de tasas en función del ruido certificado, restringiendo vuelos en determinados momentos del día, o también, pueden establecer una cuota de ruido por temporada para cada línea aérea, de forma que están autorizadas hasta alcanzar una cifra de ruido certificado acumulado.

2. Optimización de procedimientos operativos: Consiste en la elaboración de trayectorias y procedimientos para reducir el número de personas afectadas por el ruido emitido. Así, en el despegue y en el aterrizaje, algunos aeropuertos utilizan pistas preferentes y procedimientos especiales para los aviones más ruidosos, reduciendo el régimen de motor, al sobrevolar núcleos de población.
3. Políticas de uso del suelo: Las competencias sobre la explotación de los suelos fuera del recinto de los aeropuertos las tienen los municipios, cuyas ordenanzas y normativas pueden restringir el uso del suelo basándose en mapas acústicos. Además, en ocasiones, el aeropuerto debe pagar un adecuado aislamiento acústico de viviendas y otras construcciones colindantes.
4. Restricción de operación: Los países se basan en la normativa OACI, Anexo 16, Volumen I, para ir retirando del mercado los modelos más ruidosos. Para ello, primero se prohíbe la fabricación, a continuación, su importación y por último, la operación de tales aeronaves. Así, en los años 90, se prohibió las operaciones de aquellos aviones que no tuvieran el certificado de ruido.

4.3.2. GESTIÓN DEL IMPACTO DE LAS EMISIONES

El organismo OACI (Organización de Aviación Civil Internacional) promueve y supervisa la implantación de unas normas para reducir las emisiones contaminantes a la atmósfera, asegurando que las actividades de la aviación civil sean más seguras, eficientes y ecológicas. Posteriormente, Las emisiones están controladas y limitadas por la normativa de cada país. Así, por ejemplo, la Unión Europea, unifica unos valores aplicables a todos los países que la constituyen, pero posteriormente, cada país puede reducirlos.

Estas normas están contenidas en el Anexo 16 (Protección del Medio Ambiente) del Convenio sobre Aviación Internacional. Este anexo consta de dos volúmenes, el Volumen I: Ruido de las aeronaves y el Volumen II: Emisiones de los motores de las aeronaves. Y se requiere que las aeronaves cumplan con estas normas de certificación de motores.

El Volumen II del Anexo 16 del Convenio de Chicago establece límites para cuatro sustancias resultantes de la combustión del queroseno: Partículas carbonosas que obstaculizan la transmisión de luz (humo), hidrocarburos inquemados (HC), monóxido de Carbono (CO) y Óxidos de Nitrógeno (NO_x). Las tres primeras son resultantes de las limitaciones de la reacción de combustión y, por lo tanto, mejorables con aplicación de tecnología, mientras que la formación de óxidos de nitrógeno (NO_x), se obtiene de la combinación de oxígeno y nitrógeno del aire que se encuentran en el interior de las cámaras de combustión, y es mejorable también, con la mejora de la eficiencia de la tecnología de la cámara de combustión.

Puesto que la eficiencia energética aumenta con la temperatura, el ahorro de combustible hace aumentar las emisiones de NO_x, lo que ha obligado a aumentar las restricciones.

El único gas que contribuye al efecto invernadero emitido por la aviación comercial es el dióxido de Carbono (CO₂), producto de la combustión del queroseno, en una proporción fija de 3.15 kg de CO₂ por cada kg de queroseno quemado.

Las aerolíneas intentan reducir al máximo las emisiones de CO₂ ya que esto supone, a su vez, un ahorro de combustible, siendo el combustible un 30% aproximadamente de sus costes totales.

En los últimos años, la eficiencia energética de la aviación comercial, medida en combustible consumido por tonelada-kilómetro transportada de pasajeros y carga, ha aumentado un 2% anual. Teniendo en cuenta, además, que el crecimiento del sector ha sido de entorno a un 4-5%, se concluye que se ha producido un aumento de emisiones de CO₂ de un 2-3% cada año.

Puesto que el ahorro de combustible es una de las prioridades de todas las compañías, en la actualidad es difícil incentivar e intentar reducir estas emisiones, y por ello es difícil que se produzcan grandes avances a corto plazo.

La actividad actual de la OACI en materia del medio ambiente es desarrollada por el comité sobre la Protección del Medio Ambiente y la Aviación (CAEP), creado por el consejo de la OACI en 1983, con el cual se sustituyó la Comisión de Ruido de las Aeronaves (CAN) y la Comisión de Emisiones de los Motores de Aviación (CAEE).

El CAEP ayuda en la formulación de nuevas políticas y normas sobre el ruido, las emisiones de los motores de las aeronaves, y toda la temática relacionada con el cuidado del medio ambiente y la aviación. Se estructura en varios grupos de trabajo y de apoyo:

- Grupos de trabajo especializados en los aspectos técnicos y operacionales de la reducción y la mitigación del ruido.
- Otros grupos especializados en los aspectos técnicos y operacionales de las emisiones de las aeronaves, y en el estudio de medidas basadas en el mercado para limitar o reducir las emisiones, como el comercio y las tasas relacionadas con las emisiones, y las medidas voluntarias.
- Grupos de apoyo que proporcionan información sobre los costes económicos y beneficios medioambientales de las opciones sobre ruido y sus emisiones.¹⁸

De manera regular, el CAEP se reúne para revisar los avances y proporcionar orientación sobre cómo se ha de progresar en las actividades de los grupos de trabajo. Hasta el momento, el CAEP ha celebrado 10 reuniones formales: en 1986 (CAEP / 1), 1991 (CAEP / 2), 1995 (CAEP / 3), 1998 (CAEP / 4, 2001) (CAEP / 5), 2004 (CAEP / 6), 2007 (CAEP / 7), 2010 (CAEP / 8), 2013 (CAEP/9) y 2016 (CAEP/10). Cada reunión formal del CAEP produce un informe con recomendaciones específicas para la consideración del Consejo de la OACI.

En la siguiente figura se muestra cómo la cantidad de emisiones NOx se ha regulado con el paso del tiempo, siendo cada vez más estricta su normativa, en función de su relación de presión total (OPR):

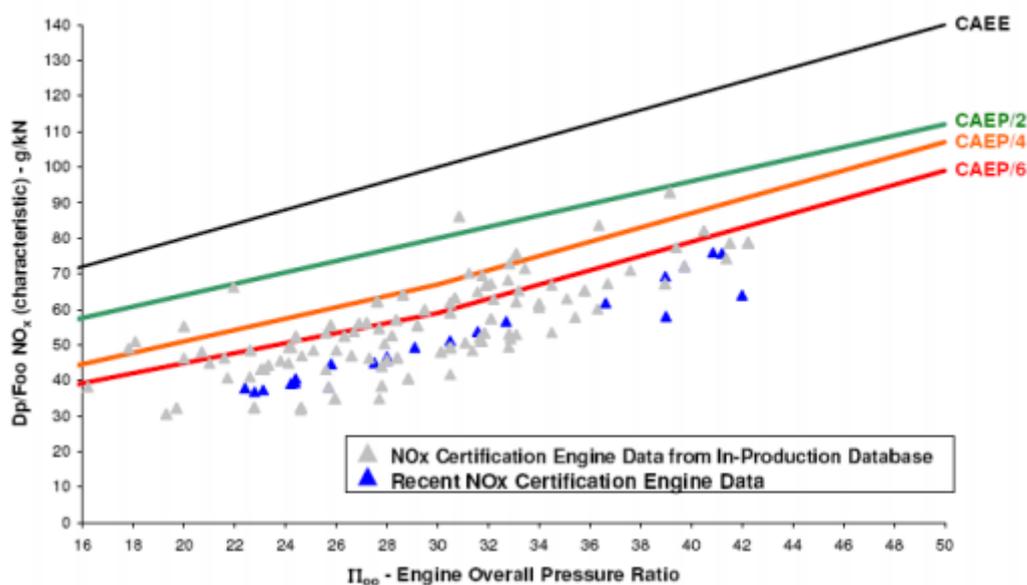


Figura 4-2. Regulación de las emisiones NOx por ICAO hasta el 2006.¹⁹

Para llevarlo a cabo, establece unos objetivos obligatorios de reducción de emisiones para los aviones comerciales que entren en operación a partir de 2020. Esta normativa varía según el peso de las aeronaves (Las mayores reducciones serán para los aviones de más de 60 toneladas) y su antigüedad. Se aplicará a partir del 2020 para los nuevos modelos. Y de forma gradual, entre 2023 y 2028, para los aviones que se produzcan de modelos ya existentes. Si no cumplen con los objetivos, deberán de retocarse para ser más eficientes, o dejar de producirse a partir de 2028. Esta nueva normativa no será de aplicación para los aviones ya operativos ni para los que se pongan en funcionamiento antes de 2020.²⁰

A nivel europeo, la Agencia Europea de Seguridad Aérea (EASA) es la responsable de garantizar la seguridad y la protección del medio ambiente en el transporte aéreo en Europa. Entre sus funciones más importantes está el armonizar las normas de la OACI y su certificación, efectuar la certificación de tipo de aeronaves y componentes, aprobar las empresas que diseñan, fabrican y mantienen productos aeronáuticos y fomentar las normas de seguridad europeas e internacionales.²¹

4.3.3. TENDENCIA ACTUAL DEL IMPACTO AMBIENTAL

Según el último informe de EASA, publicado en el año 2016, las emisiones de CO₂ y NOx de la aviación europea casi se han duplicado entre 1990 y 2004. Sin embargo, durante los últimos 10 años, las mejoras tecnológicas, la renovación de la flota y la mejora de la eficiencia de la gestión del tráfico aéreo han contribuido a limitar el crecimiento de las emisiones. Por estos mismos motivos, en 2014 la exposición al ruido de los aviones siguió estando a un nivel similar al de 2005.

En las siguientes tablas se recoge la trayectoria en cuanto al tráfico europeo entre los años 2005 y 2014, así como su impacto en el medio ambiente.

	2005	2014	
Número de vuelos (Millones)	8.89	8.85	-0.5%
Distancia media por vuelo (km)	1477	1649	+12%
Cuota media de asientos llenos (factor de carga)	70.2	76.7	+9%
Número de pasajeros (millones)	592	742	+25%
Pasajeros-kilómetros transportados (billones)	1035	1368	+32%

Tabla 10. Trayectoria del Tráfico Europeo entre 2005 y 2014. Adaptada²²

	2005	2014	
Combustible consumido (kg) por pasajero-kilómetro transportado	0.0388	0.0314	-19%
Energía de ruido por operación			-12%
Emisiones totales de CO₂ vuelo completo (t)	144	151	+5%
Emisiones totales de NO_x vuelo completo (t)	650	732	+13%
Población expuesta a un nivel de ruido >=55dB			-2%

Tabla 11. Impacto en el Medio Ambiente del tráfico Aéreo entre 2005 y 2014. Adaptada²²

Sin embargo, la EASA prevé la siguiente tendencia durante los años 2005 y 2035. Esta estimación se obtiene teniendo como hipótesis el tráfico más probable y un bajo índice de mejora tecnológica.

	2005	2035	
Número de vuelos (millones)	8.89	12.8	+44%
Número de pasajeros (millones)	592	1302.4	+120%
Pasajeros-kilómetros transportados (billones)	1.35	3.48	+158%

Tabla 12. Tendencia del Tráfico Europeo entre 2005 y 2035. Adaptada²².

	2005	2035	
Combustible consumido (kg) por pasajero-kilómetro transportado	0.0388	0.022	-43%
Emisiones totales de CO₂ vuelo completo (t)	144	220.3	+53%
Emisiones totales de NO_x vuelo completo (t)	650	1046.5	+61%
Población expuesta a un nivel de ruido >=55dB			+12%

Tabla 13. Tendencia en el Impacto en el Medio Ambiente del tráfico Aéreo entre 2005 y 2035. Adaptada²²

En el siguiente gráfico se ve la tendencia en cuanto a emisiones que seguiría la aviación civil en caso de una baja mejora tecnológica:

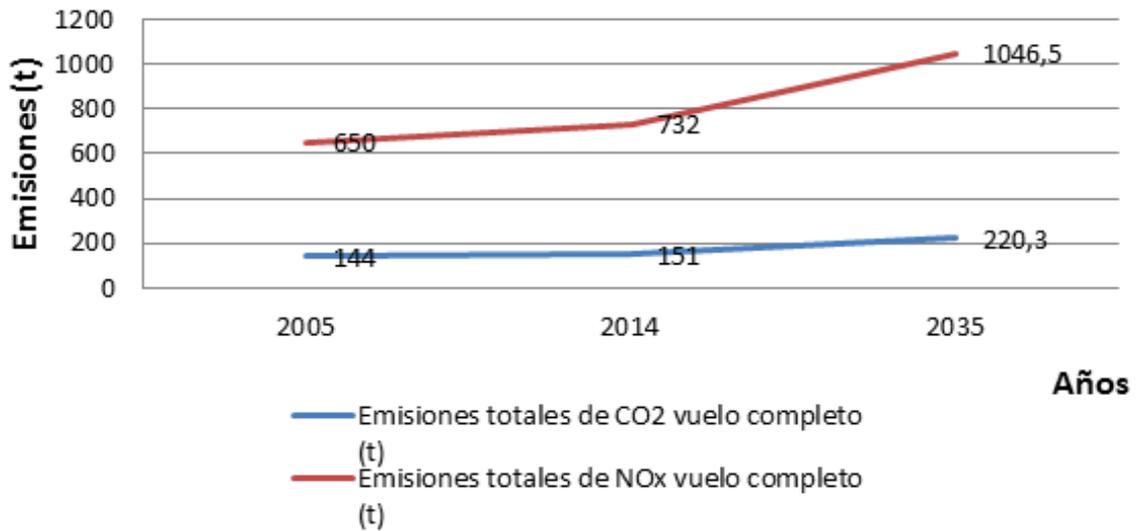


Figura 4-3. Tendencia de emisiones sin avance tecnológico.

Una manera de ver el lugar dónde se producen las mayores pérdidas en el turbofan, es realizando un análisis exergético de cada uno de los componentes. Este análisis se realiza en detalle para un turbofan particular en el siguiente capítulo.

Capítulo 5 : ESTUDIO EXERGÉTICO DE UN MOTOR A REACCIÓN TURBOFAN

La exergía representa la parte de la energía que se puede transformar íntegramente en trabajo. La exergía no se conserva, sino que se destruye y se pierde debido a las irreversibilidades internas del proceso (2º Principio de la Termodinámica).

El objetivo de este capítulo es realizar un análisis exergético de un motor turbofan puesto que un análisis exergético permite localizar y cuantificar las pérdidas de exergía en cada uno de los componentes del sistema, y con esta información plantear alternativas para mejorar y optimizar los diferentes procesos que tienen lugar en su interior.

5.1. DESCRIPCIÓN DEL SISTEMA

El estudio se realizará sobre el motor turbofan modelo **CFM56** de doble eje y alto índice de derivación que produce un empuje de 121KN. Tiene una relación de bypass de 5.1:1 y un índice de presión total (OPR) de 32.8. Los datos numéricos utilizados se han cogido del trabajo de Aydin et al.²³

Está compuesto por dos ejes. Cada uno de los ejes mueve unos determinados componentes del motor, eje de alta presión (HP) y eje de baja presión (LP).

El sistema de baja presión está compuesto por el fan, el cual aumenta la presión y acelera el aire del flujo derivado, y un compresor axial de baja presión (LPC) de 3 escalonamientos, que son movidos por la turbina de baja presión (LPT) de 4 escalonamientos. Por otro lado, el sistema de alta presión está constituido por un compresor axial de alta presión (HPC) de 9 escalonamientos, que presuriza el aire en la entrada de la cámara de combustión, y que es movido por una turbina de alta presión de un escalonamiento (HPT). Cuenta con una cámara de combustión anular.

Del flujo másico total de aire que entra al motor, el 20%, aproximadamente, pasa al núcleo del motor. La parte restante del flujo, también conocido como flujo derivado, o secundario, pasa a través del ventilador y se dirige directamente a la tobera de descarga.

El aire a la salida del compresor de alta presión es mezclado con el combustible atomizado y se introduce en la cámara de combustión. El gas a la salida de la cámara combustión sale a alta presión y temperatura y es directamente introducido a la turbina de donde se obtiene el trabajo. El gas a la salida de la turbina se descarga en la tobera propulsiva a altas velocidades.

En la siguiente figura se puede ver un esquema del motor, con sus diferentes partes y con los diferentes flujos que lo atraviesan, enumerándolos según se estudiarán a continuación:

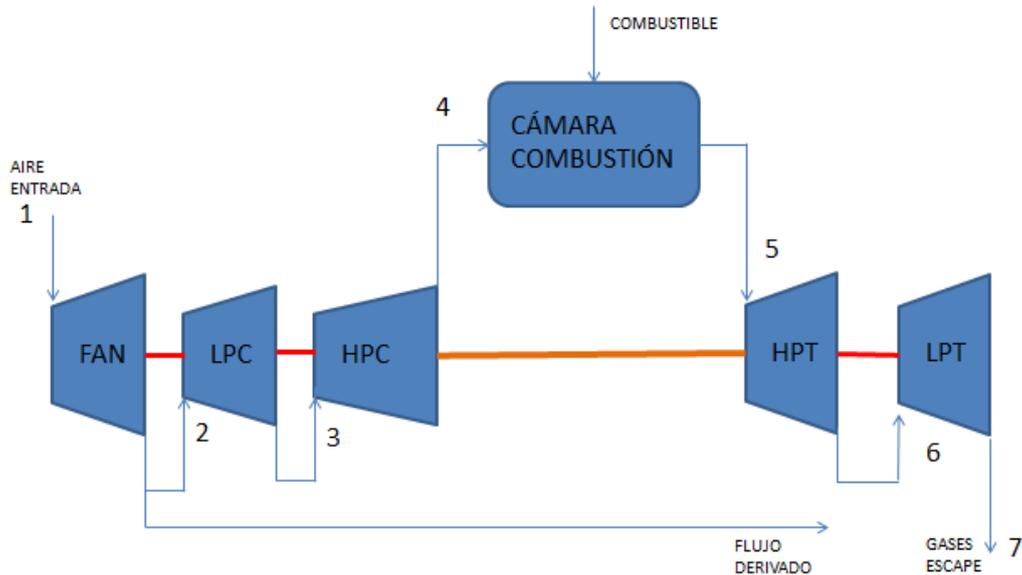


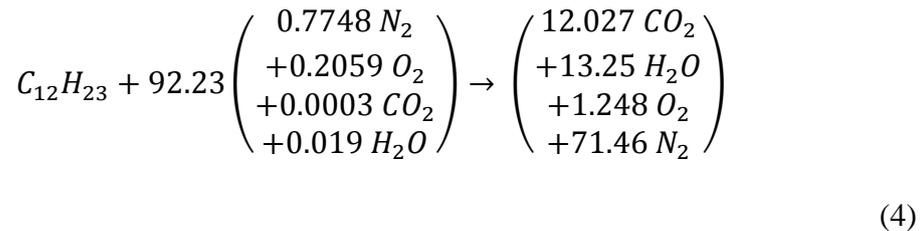
Figura 5-1. Esquema del motor turbofan CFM56.

5.2. ANÁLISIS EXERGÉTICO DE LOS DIFERENTES COMPONENTES

Previo al estudio, se han tenido en cuenta las siguientes hipótesis ²³:

1. El empuje del motor es de 121 kN.
2. El aire de entrada y los gases de escape en el motor son considerados gases ideales.
3. El flujo másico de aire total a la entrada del motor es de 361 kg/s y su relación de derivación es de 5:1; Por lo que el flujo primario (el que entra al núcleo del motor) es de 59.2 kg/s, y el flujo secundario es de 301.8 kg/s.
4. Las condiciones del estado del medio ambiente (también llamado estado muerto) son $T=288$ K, $P=1,014$ bar, $h=0$ kJ/kg, $s=0$ kJ/kg*K y $Ex=0$ kJ/kg.
5. La reacción de combustión es una reacción completa.
6. El tipo de combustible utilizado es JET A1 y su composición química es $C_{12}H_{23}$.

La ecuación de combustión expresada en términos de fracción molar de los componentes del gas ha sido calculada de la siguiente manera ²³:



En el flujo de salida de la cámara de combustión, se consideran que se emiten cuatro gases principales: CO₂, H₂O, O₂ y N₂. Teniendo en cuenta las fracciones molares de la ecuación anterior y multiplicando por la masa molecular de cada uno de sus componentes, se obtiene que la masa de emisiones son 4.11 kg/s de CO₂, 1.86 kg/s de H₂O, 0.306 kg/s de O₂ y 15.6 kg/s de N₂.

7. El poder calorífico del combustible (Hc) es de 40.1 MJ/kg.
8. La relación entre aire y combustible que entra a la cámara de combustión es el dosado de funcionamiento y tiene un valor de 0.06415.
9. El fan, el compresor de baja presión y el ventilador de alta presión, se consideran que tienen un rendimiento del 85%.
10. La cámara de combustión tiene un rendimiento del 95%.
11. La turbina de alta presión y la turbina de baja presión tienen un rendimiento del 90%.
12. Las bombas de aceite e hidráulicas y los intercambiadores de calor (combustible/aire o combustible/aceite) no se han tenido en cuenta en el análisis.
13. Las exergías cinética y potencial no se han tenido en cuenta.
14. La exergía química se tiene en cuenta en la cámara de combustión.
15. Basándose en los flujos máxicos de emisiones de gases, el Cp de los gases calientes se calcula en términos de temperatura como ²³:

$$Cp_{gas}(T) = 0.975 + 0.000126xT + \frac{1.415xT^2}{10^7} - \frac{6.375xT^3}{10^{11}} \quad (5)$$

El análisis exergético se realizará mediante un balance exergético a la entrada y a la salida de cada uno de los componentes que forman el motor. Los valores de exergía se calcularán con las siguientes ecuaciones, utilizando las propiedades de los parámetros de flujo.

Solamente se considerará la exergía de la entalpía. La exergía de la entalpía es el trabajo que se puede obtener sometiendo a la sustancia a procesos físicos reversibles desde una

temperatura y presión iniciales hasta otro estado determinado por la temperatura y presión del entorno.

$$\dot{E}x_f = \dot{m}[(h - h_0) - T_0(s - s_0)] \quad (\text{KW}) \quad (6)$$

Donde h es la entalpía, s es la entropía y el subíndice 0 indica las propiedades en el estado muerto a $P_0=1\text{bar}$ y T_0 .

Para el cálculo de la entalpía (h) y de la entropía (s) se tiene en cuenta:

$$h - h_0 = C_p * (T - T_0) \quad (\text{KJ/kg}) \quad (7)$$

$$s - s_0 = C_p * \ln \frac{T}{T_0} - R * \ln \frac{P}{P_0} \quad (\text{KJ/kg * K}) \quad (8)$$

Quedando por tanto:

$$\dot{E}x_f = \dot{m}C_{p(t)} \left[(T - T_0) - T_0 \ln \left(\frac{T}{T_0} \right) + RT_0 \ln \frac{P}{P_0} \right] \quad (9)$$

La eficiencia exergética es definida como la relación entre la exergía total de salida y la exergía total de entrada:

$$\eta_{ex} = \frac{\dot{E}x_{salida}}{\dot{E}x_{entrada}} \quad (10)$$

La tasa de exergía destruida mide la cantidad de exergía destruida debido a las irreversibilidades dentro del componente, y es equivalente, para los procesos estacionarios, a la diferencia entre la exergía de entrada y de salida.

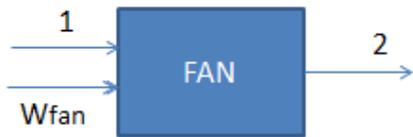
Por lo tanto, en el sistema en estudio, la exergía que entra en el sistema es igual a la suma de la exergía perdida destruida más la exergía de salida (2° Principio Termodinámica):

$$\dot{E}x_{perdida,destruida} = \dot{E}x_{entrada} - \dot{E}x_{salida} \quad (11)$$

Los componentes que serán abordados en el estudio serán: fan, compresor de baja presión (LPC), compresor de alta presión (HPC), cámara de combustión (CC), turbina de alta presión (HPT) turbina de baja presión (LPT).

Las ecuaciones que se utilizarán para cada uno de estos componentes serán las siguientes:

1. Fan:

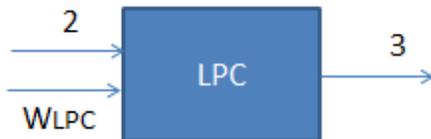


$$Ex_{sal,fan} = E\dot{x}_2 \quad (12)$$

$$Ex_{perdida,destruida,fan} = W_{fan} + Ex_1 - E\dot{x}_2 \quad (13)$$

$$\eta_{ex,fan} = \frac{E\dot{x}_2 - E\dot{x}_0}{W_{fan}} \quad (14)$$

2. Compresor de baja presión (LPC):



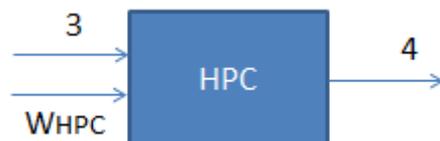
$$Ex_{ent,LPC} = W_{LPC} + E\dot{x}_2 \quad (15)$$

$$Ex_{sal,LPC} = E\dot{x}_3 \quad (16)$$

$$Ex_{perdida,destruida,LPC} = W_{LPC} + Ex_2 - E\dot{x}_3 \quad (17)$$

$$\eta_{ex,LPC} = \frac{E\dot{x}_3}{W_{LPC} + E\dot{x}_2} \quad (18)$$

3. Compresor de alta presión (HPC):



$$Ex_{ent,HPC} = W_{HPC} + E\dot{x}_3 \quad (19)$$

$$Ex_{sal,LPC} = E\dot{x}_4 \quad (20)$$

$$Ex_{perdida,destruida,HPC} = W_{HPC} + Ex_3 - E\dot{x}_4 \quad (21)$$

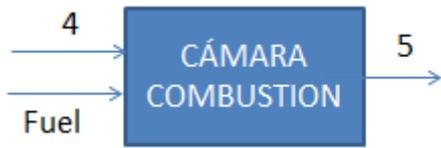
$$\eta_{ex,HPC} = \frac{E\dot{x}_4}{W_{HPC} + E\dot{x}_3} \quad (22)$$

4. Cámara de Combustión (CC):

$$Ex_{ent,CC} = E\dot{x}_4 + Ex_{fuel} \quad (23)$$

$$Ex_{sal,LPC} = E\dot{x}_5 \quad (24)$$

$$Ex_{perdida,destruida,CC} = E\dot{x}_4 + Ex_{fuel} - E\dot{x}_5$$

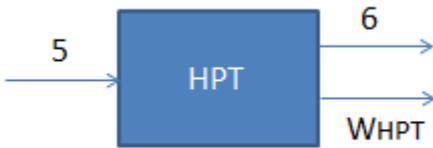


(25)

$$\eta_{ex,CC} = \frac{\dot{E}x_5}{\dot{E}x_4 + \dot{E}x_{fuel}}$$

(26)

5. Turbina de alta presión (HPT):



$$\dot{E}x_{ent,HPT} = \dot{E}x_5$$

(27)

$$\dot{E}x_{sal,HPT} = \dot{W}_{HPT} + \dot{E}x_6$$

(28)

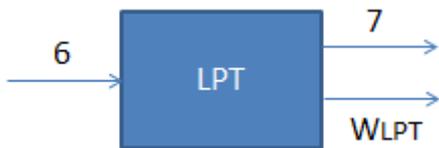
$$\dot{E}x_{perdida,destuida,HPT} = \dot{E}x_5 - \dot{W}_{HPT} - \dot{E}x_6$$

(29)

$$\eta_{ex,HPT} = \frac{\dot{W}_{HPT} + \dot{E}x_6}{\dot{E}x_5}$$

(30)

6. Turbina de baja presión (LPT):



$$\dot{E}x_{ent,LPT} = \dot{E}x_6$$

(31)

$$\dot{E}x_{sal,LPT} = \dot{W}_{LPT} + \dot{E}x_7$$

(32)

$$\dot{E}x_{perdida,destuida,LPT} = \dot{E}x_6 - \dot{W}_{LPT} - \dot{E}x_7$$

(33)

$$\eta_{ex,LPT} = \frac{\dot{W}_{LPT} + \dot{E}x_7}{\dot{E}x_6}$$

(34)

Los datos necesarios para el análisis (Flujo másico, Temperatura y Presión) se encuentran en la siguiente tabla. Además se ha calculado la entalpía (h), la entropía (s) y la exergía (Ex) en cada uno de los puntos ²³.

PUNTOS	FLUJO (Kg/s)	TEMPERAT. (K)	PRESIÓN (bar)	Cp (T) kJ/(kg*K)	h (kJ/kg)	s (kJ/kg*K)	Ex (KJ/Kg)
1	59,2	288	1,014	1,02	0	0	0
2S	59,2	329,83	1,63	1,03	43,07	0,00341	42,09
2	59,2	337	1,63	1,03	50,67	0,02578	43,25
3S	59,2	425,94	3,7	1,05	144,76	0,03917	133,47
3	59,2	445	3,7	1,05	161,36	0,08688	136,34
4S	59,2	834,25	33,38	1,14	623,59	0,21137	562,72
4	59,2	872	33,38	1,15	705,17	0,27143	626,99
5	59,2	1624,00	31,711	1,28	2920,28	1,22552	2567,33
Fuel	3,80	288,00					
6S	63,00	1129,60	8,9	1,21	1014,96	1,02477	719,83
6	63,00	1179,04	8,9	1,22	1205,49	1,09022	891,51
7S	63,00	769,63	2	1,13	542,67	0,91257	279,85
7	63,00	810,57	2	1,14	608,95	0,98072	326,50

Tabla 14. Tabla de datos y resultados exergeticos.

Además, se recoge en un diagrama h-s la evolución del fluido a lo largo de los componentes del motor:

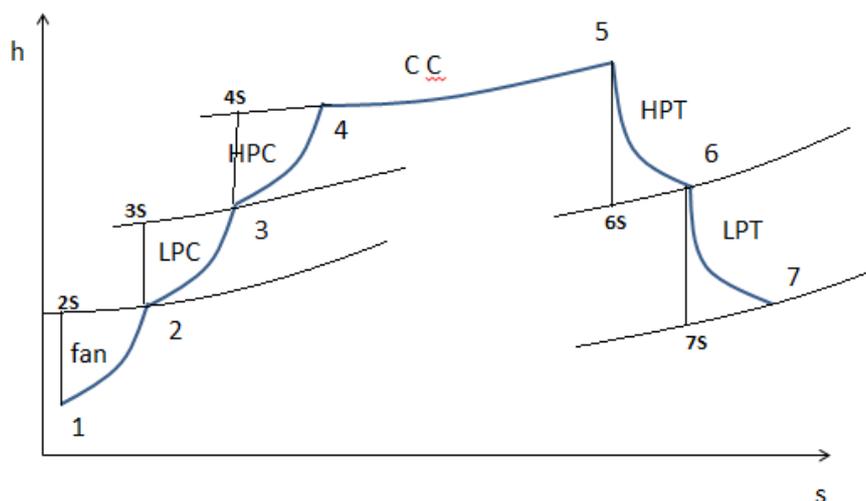


Figura 5-2. Evolución del fluido primario a lo largo del motor turbofan.

Posteriormente, se realizó el balance en cada uno de los componentes del motor turbofan y los resultados fueron:

	Ex entrada (kJ/kg)	Ex salida (kJ/kg)	Ex destruida (kJ/kg)	Ex destruida (kW)	RENDIMIENTO EXERGETICO
FAN	50,67	43,25	7,42	439,46	85%
COMPRESOR LPC	153,94	136,34	17,60	1041,80	89%
COMPRESOR HPC	680,14	626,99	53,15	3146,48	92%
CC	189025,90	161735,92	27289,98	1719205,59	82%
TURBINA HPT	2567,33	2434,82	132,51	8348,02	97%
TURBINA LPT	891,51	863,39	28,12	1771,38	95%

Figura 5-3. Valores de exergía en los componentes del turbofan.

Como se puede ver en la tabla anterior, de la total exergía de entrada que se produce en el motor (193369 kJ/kg), la exergía de salida es de 165840.71 kJ/kg, por lo que la restante, 27528.78 kJ/kg, es destruida a causa de las irreversibilidades que se producen en cada uno de los componentes del motor.

Analizando individualmente cada componente, se concluye que la mayor pérdida de exergía tiene lugar en la cámara de combustión.

Además, es también en la cámara de combustión donde el rendimiento exergético es menor (de 82%). Por el contrario, el componente más eficiente resulta ser la turbina de alta presión con un rendimiento exergético de 97%. El componente donde se destruye menos exergía sería el fan (7.42 kJ/kg).

En la siguiente figura puede verse un gráfico que recoge los rendimientos exergéticos de cada componente del motor a reacción:

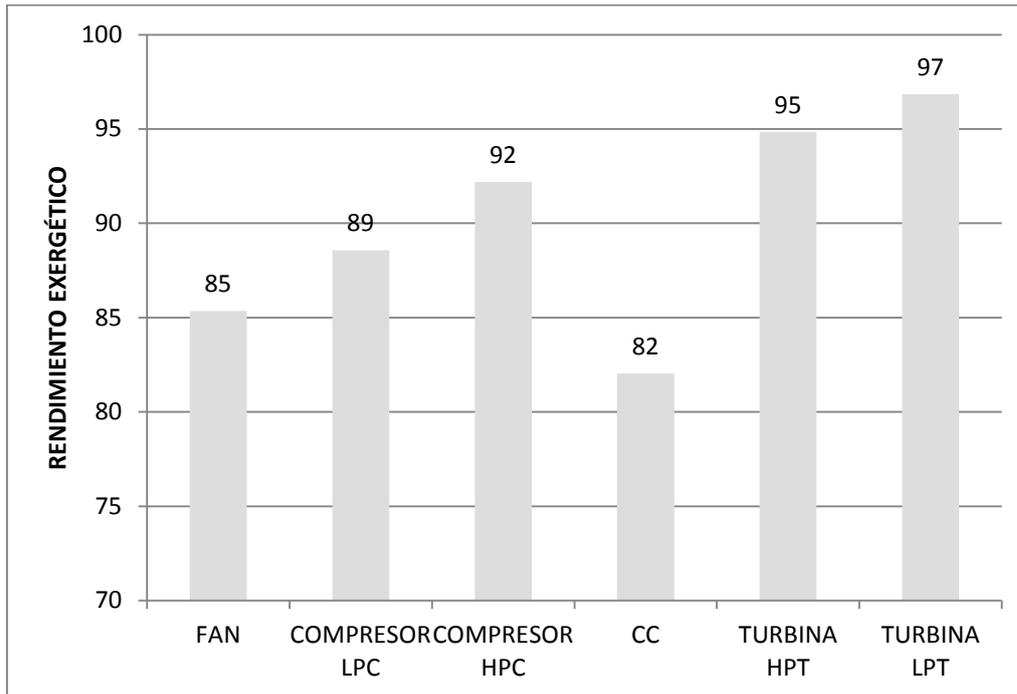


Figura 5-4. Eficiencia exergética de cada componente.

Por tanto, se puede concluir de este análisis que las mayores irreversibilidades se producen en la cámara de combustión, por tanto, actuando sobre la cámara de combustión para mejorar el proceso se conseguirá mejorar el rendimiento exergético de la propia cámara de combustión y, por tanto, del ciclo global del motor turbofan.

En el siguiente capítulo se detallan las diferentes formas de optimizar el proceso de combustión, que también influye directamente en las emisiones.

Capítulo 6 : MEDIDAS PARA OPTIMIZAR EL MOTOR TURBOFAN

En este capítulo se detallan los diferentes programas y medidas existentes a nivel internacional para mejorar el proceso de combustión y las emisiones contaminantes de los motores turbofan.

Como se ha comentado en los capítulos previos, la reducción de las emisiones contaminantes es uno de los objetivos principales de la aviación civil, lo cual es totalmente consistente en la mejora del proceso de combustión que se obtenía del análisis exergético del Capítulo 5.

Para hacer posibles la reducción de las emisiones contaminantes y en definitiva, cumplir con los objetivos fijados por el OACI, existen diferentes programas a nivel europeo que se centran en la mejora tecnológica, en la mejora de las operaciones de las aeronaves, en la mejora de la infraestructura de los aeropuertos y en la mejora y el desarrollo de biocombustibles respetuosos con el medio ambiente.

En la siguiente tabla, se puede observar un conjunto de medidas que contribuirían a la reducción neta de las emisiones de CO₂ de la aviación internacional; las más importantes, y sobre las que se profundizará a continuación, son el avance tecnológico de los motores y el desarrollo de combustibles alternativos sostenibles:

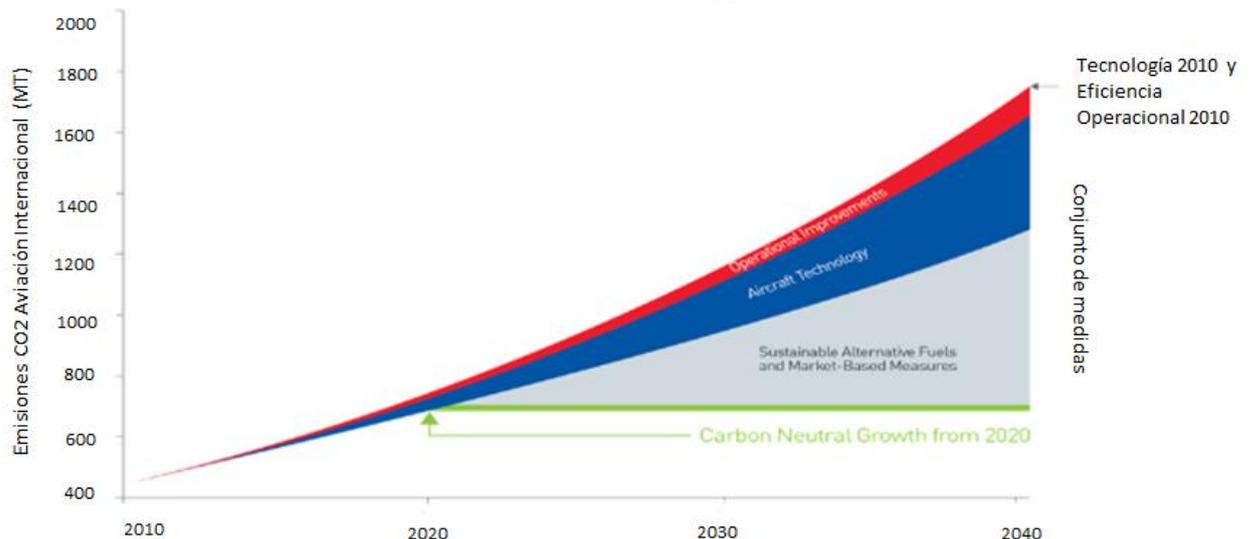


Figura 6-1. Tendencias Ambientales para la reducción del CO₂. Adaptada de ²⁴.

6.1. AVANCE TECNOLÓGICO

Como se ha dicho previamente, para limitar las emisiones de CO₂, existen diferentes programas de investigación europeos que estudian medidas de eficiencia energética y reducción de consumos.

Un ejemplo de ello sería el programa europeo NEWAC (*New Aero engine Core*, Nuevo Núcleo de motor aerodinámico), que aborda la validación de nuevas tecnologías necesarias para el logro de estos ambiciosos objetivos medioambientales. Para ello, sus principales problemas a abordar son el rendimiento, el peso, la instalación del motor, las emisiones de NO_x y CO₂, el ruido, los costos de combustible y los costos de mantenimiento.

Este programa se basa en el desarrollo y la validación de nuevas configuraciones del núcleo del motor utilizando la gestión del calor (Intercooler, enfriador de aire de refrigeración, recuperador), una combustión mejorada, sistemas activos y componentes principales mejorados.

El objetivo de NEWAC es diseñar, fabricar y validar estas tecnologías innovadoras con el objetivo de reducir un 6% las emisiones de CO₂ y de reducir de manera adicional un 16% en NO_x.

Las nuevas propuestas de configuración de motor son cuatro:

1. Núcleo refrigerado: Para motores con un alto OPR basado en un turbofan con tres ejes con una cámara de combustión de inyección directa.
2. Núcleo Recuperado Enfriado: Para motores con bajo OPR y usando una cámara de combustión con premezclado y pre vaporizado.
3. Núcleo activo: Con un sistema activo aplicable para turbofans con caja reductora utilizando una cámara de combustión con evaporación parcial y mezclado rápido.
4. Núcleo de flujo controlado: Para la rotación anti horaria del turbofan usando una cámara de combustión con evaporación parcial y mezclado rápido o una cámara de combustión de inyección directa.

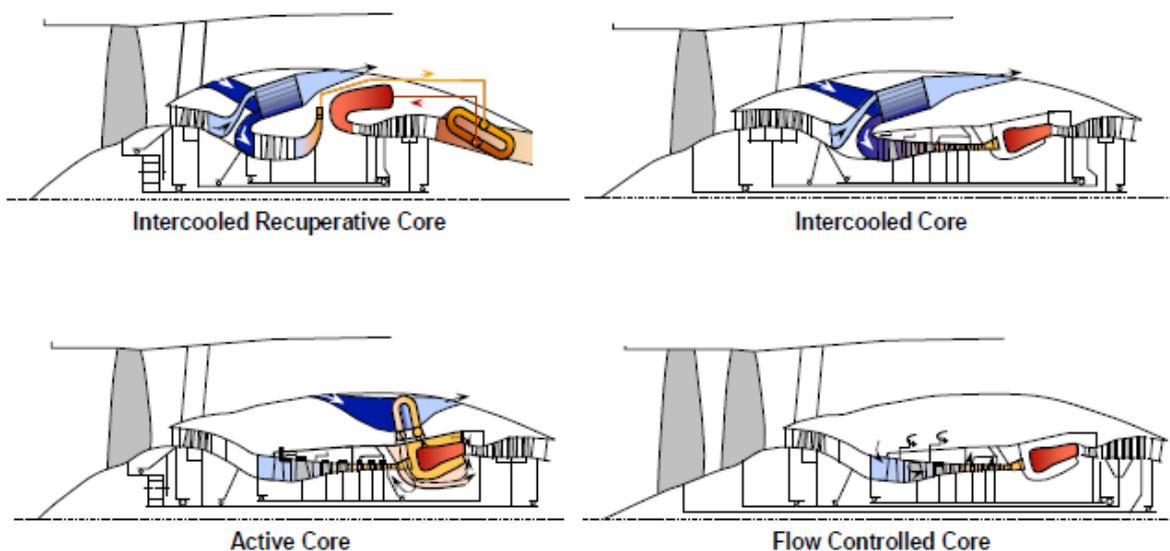


Figura 6-2. Propuestas de Configuraciones.²⁵

En un ciclo de una turbina de gas convencional la eficiencia térmica depende principalmente de la relación de presión total (OPR) y de la temperatura a la entrada de la turbina. El incremento de ambos factores está limitado por las temperaturas máximas de los materiales, lo que incrementa las emisiones de NOx. Por lo tanto, la eficiencia térmica puede aumentar si se gestionan las transferencias de calor entre los flujos.

En la siguiente figura puede verse la eficiencia térmica de los diferentes ciclos que se estudiarán a continuación:

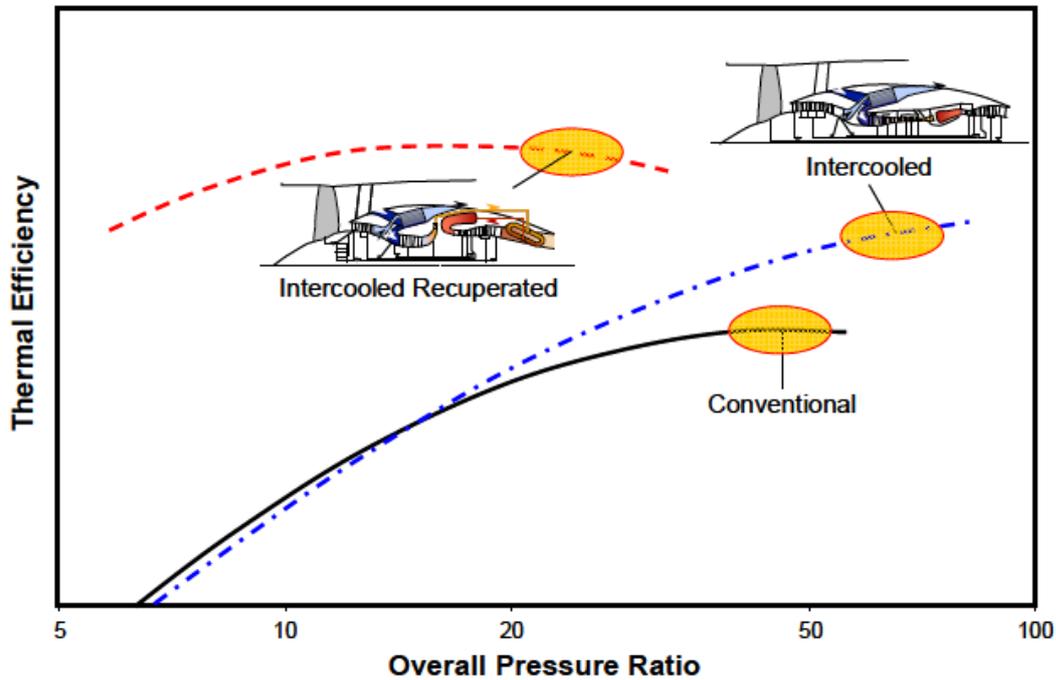


Figura 6-3. OPR-Eficiencia Térmica.²⁵

6.1.1. NÚCLEO REFRIGERADO

La introducción de una refrigeración en el motor es un habilitador para los motores con un alto OPR y ayuda a reducir el consumo de combustible y a reducir el trabajo de compresión.

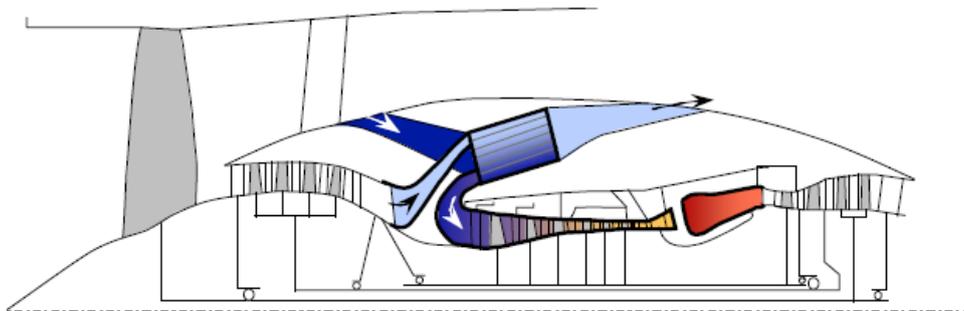


Figura 6-4. Concepto de Nucleo Refrigerado²⁵

Los ciclos de refrigeración y recuperación tienen la ventaja de que disminuyen el consumo de combustible. Un único ciclo de refrigeración interna es más rentable ya que evita el peso y la complejidad del recuperador.

Este nuevo concepto se aplicaría a motores turbofan con un alto índice de OPR, y consistiría en utilizar parte del flujo de aire del flujo secundario (del conducto de derivación) para la refrigeración.

Esta refrigeración permitiría tanto disminuir el trabajo para conseguir un determinado OPR como, aumentar el índice OPR con igual trabajo. Además, reduce la temperatura de salida del compresor de alta presión. Esto significa que la temperatura en la cámara de combustión es mayor y que el aire de refrigeración de la turbina es más frío, por lo que se requiere menos flujo de aire para su refrigeración. Esto supone un aumento de la potencia específica, de modo que el tamaño del motor y el flujo másico se reducen y la relación de derivación aumenta para un determinado empuje y ventilador dados.

Como inconvenientes de este concepto, se encuentran las pérdidas de presión que se producen en el intercambiador y en los conductos.

Para que este concepto sea viable, el costo y las pérdidas de presión han de ser mínimas, así como su peso y el volumen del refrigerador.

Debido a que los ciclos con refrigerador permiten una temperatura menor en la cámara de combustión, este concepto también supone una reducción de emisiones NO_x.

Para desarrollar este concepto, la tecnología ha de avanzar en el diseño de un sistema de compresión refrigerado de alto índice OPR, el diseño de los conductos de alta y baja presión, el diseño mecánico y en el análisis de una estructura de la carcasa que incorpore los conductos de presión, así como en la optimización del diseño del refrigerador que deberá ser ligero y compacto.

El objetivo de este programa es conseguir una reducción de SFC del 4% y una reducción de emisiones NO_x del 16%.

6.1.2. NÚCLEO RECUPERADO ENFRIADO

Este concepto aprovecha el calor de los gases de escape y maximiza la capacidad de captación del aire de entrada en la cámara de combustión mediante un refrigerador situado tras el compresor de alta presión.

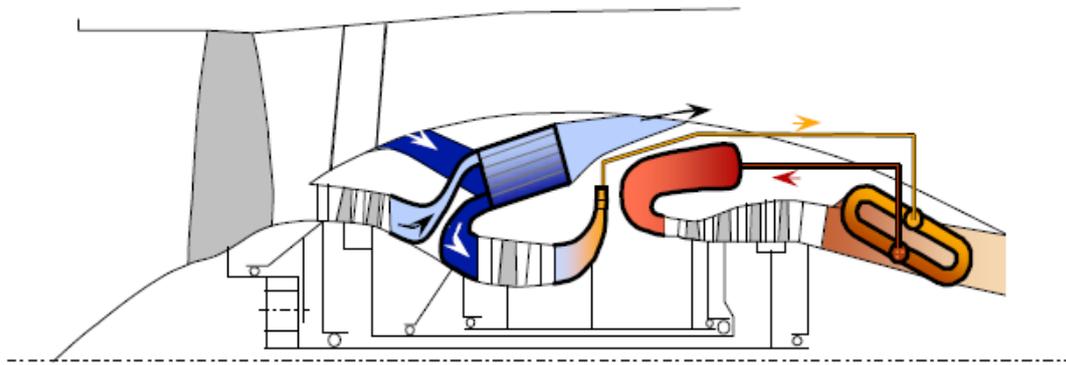


Figura 6-5. Concepto Núcleo refrigerado-Enfriado.²⁵

Tanto el concepto de núcleo refrigerado como el de núcleo recuperado enfriado mejoran la eficiencia térmica. Sin embargo, el sistema de refrigeración recuperado es un sistema más complejo.

Hasta un 30% de la masa de aire del compresor es utilizado para refrigeración. Esto supone una reducción del flujo de masa de aire de refrigeración mediante el uso de aire de refrigeración enfriado, lo cual supone también una mejora de consumo de combustible.

Para obtener una alta eficiencia en sus componentes, NEWAC propone sistemas activos y elementos para el control de los flujos

Este ciclo propuesto prevé incrementar el empuje y la eficiencia térmica disminuyendo un 20% el consumo y la emisión de CO₂. Para ciclos en motores a reacción con un índice OPR < 30 permitirá la aplicación de tecnologías en la cámara de combustión que disminuya la emisión de NO_x a la atmósfera. Por el contrario, estas tecnologías no serán aplicables a motores con alto índice OPR.

Para poder aplicar estas medidas hace falta investigar y mejorar el recuperador y su óptima disposición en el conducto de salida, así como el compresor más adecuado para transmitir el flujo a la cámara de combustión.

El objetivo del programa es obtener una mejora de eficiencia del 0.8%, un 10% de menor peso en el compresor y un 15% de mejora en cuanto a las pérdidas de presión en el recuperador.

6.1.3. NUCLEO ACTIVO

Los motores a reacción operan en condiciones muy diferentes en función del momento de vuelo en el que se encuentran. El núcleo activo controlado se adapta a cada condición de operación.

Además, el diseño del motor no se realizaría en base al peor de los casos, ya que la pérdida de eficiencia debido al deterioro y los márgenes de diseño serían compensados mayormente ajustando el núcleo a las condiciones actuales.

Este sistema sería aplicado en el compresor de alta presión y en el sistema de refrigeración.

Los motores turbofan operan en muchas condiciones diferentes durante su vuelo. Este concepto hace posible que el diseño no tenga que hacerse para el peor caso de operación.

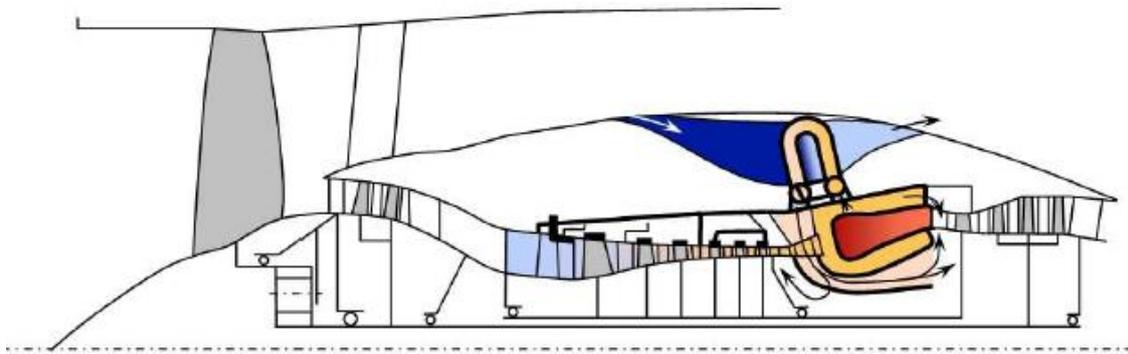


Figura 6-6. Concepto Núcleo Activo.²⁵

Para conseguir esto se puede hacer:

1. Un sistema de enfriamiento activo lo cual ofrece un gran potencial de mejora ya que reduce la temperatura del aire de enfriamiento de la turbina de alta presión y de otras partes refrigeradas.

En los motores actuales, una cantidad fija de entre el 20% y el 30% del aire que sale del compresor de alta presión, se utiliza para enfriar la turbina de alta presión, haciendo un efecto de “bypass” y teniendo efectos perjudiciales.

Esta nueva refrigeración del aire permite ciclos de alta presión con altas temperaturas a la salida de la turbina. Además, estos sistemas permiten una reducción del consumo de combustible.

2. La segunda opción son los sistemas de refrigeración activa en el propio compresor de alta presión. Con ello se prevé mejorar la eficiencia en las últimas etapas del compresor y mejorar la limitación de su velocidad máxima.

El objetivo, en este caso, es validar una mejora de 4% de SFC y un 1% de reducción de peso de la propulsión.

6.1.4. NÚCLEO DE FLUJO CONTROLADO

Un motor con alto índice de derivación requiere un compresor de alta presión con una alta relación de presión que tiene que compensar la baja relación de presión del compresor de baja presión.

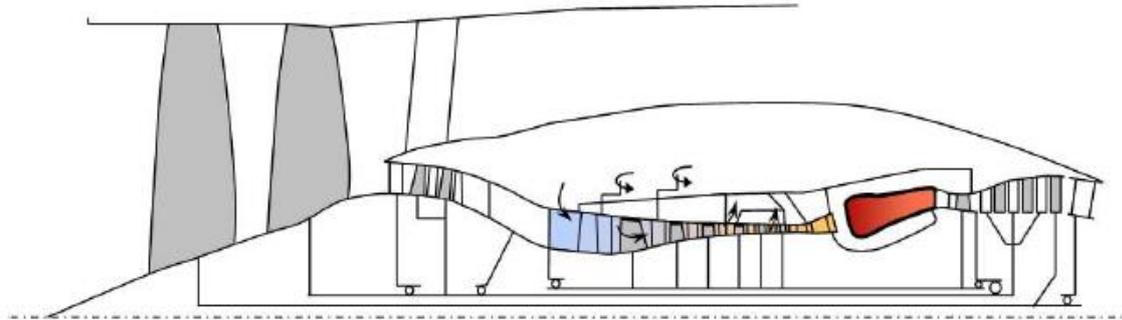


Figura 6-7. Concepto de Flujo Controlado.²⁵

El enfoque de núcleo controlado por flujo se centra en el módulo de compresión mediante el desarrollo e integración de tecnologías innovadoras, proporcionando un aumento significativo de la eficiencia y una menor pérdida del compresor de alta presión cuando se encuentra altamente cargado.

Entre estas tecnologías innovadoras, se considera el desarrollo de una carcasa específica para el compresor de alta presión, así como su aspiración o la inyección de aire.

Con este diseño se prevé aumentar la eficiencia un 2.5%.

6.1.5. CÁMARA DE COMBUSTIÓN INNOVADORA PARA NUEVOS CONCEPTOS BÁSICOS

La tecnología de combustión está centrándose en funcionar con un exceso de aire para reducir significativamente la temperatura en la llama y, en consecuencia, reducir la formación de NOx.

Según estudios, sería necesario pre mezclar el 70% del combustible antes de entrar en la zona de reacción de la cámara de combustión.

Este tipo de combustión comprende la inyección directa pobre de combustible, la mezcla previa con el aire y al menos una vaporación parcial antes de iniciar el proceso de combustión.

La optimización de mezclas homogéneas de combustible será la clave para lograr temperaturas de llama más bajas y, por lo tanto, una formación de NOx más baja. Sin embargo, esta homogeneización afecta a la estabilidad de la combustión pobre,

limitando el rango de operación y estabilidad. Para solucionar este inconveniente, se requieren varias etapas de combustión.

Esto se puede hacer mediante una determinada arquitectura de la cámara donde se escalonen los inyectores, separando geoméricamente al menos dos zonas, de modo que cada zona pueda optimizarse según el requisito particular. Así se pueden encontrar tres tipos de inyección de combustible pobre en las cámaras de combustión que se estudiarán en función del índice OPR:

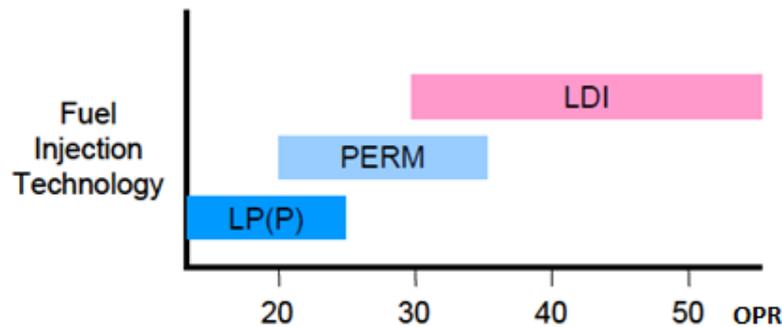


Figura 6-8. Tipos de Inyección.²⁵

- Premezclado vaporizado (LPP, Lean Pre-Mixed Pre-vaporized): Adecuado para motores de bajo OPR debido a que las limitaciones de auto ignición y su retroceso son menores en esta gama de motores. Se basa en la acción de varios flujos de aire, uno dedicado a la atomización del combustible y el segundo dedicado a la mezcla y la evaporación del combustible. La combinación de ambos estabiliza la llama en la cámara de combustión.

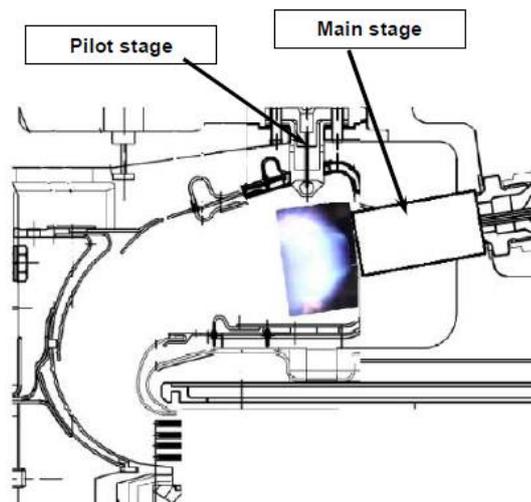


Figura 6-9. Inyección LPP.²⁵

- Evaporación parcial y mezcla rápida (PERM, Partial Evaporation & Rapid Mixing): Se centra en lograr la evaporación parcial dentro del conducto interno y una mezcla rápida dentro de la cámara de combustión, optimizando la ubicación de la llama y la estabilidad del sistema

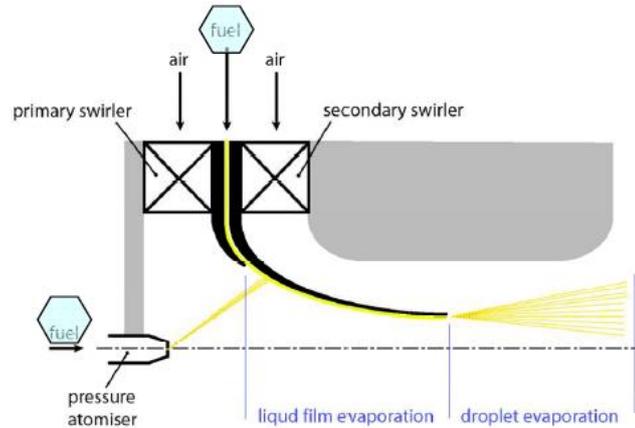


Figura 6-10. Inyección PERM ²⁵

- Inyección directa (LDI, *Lean Direct Injection*). Consta de una premezcla controlada: inyección concéntrica escalonada.

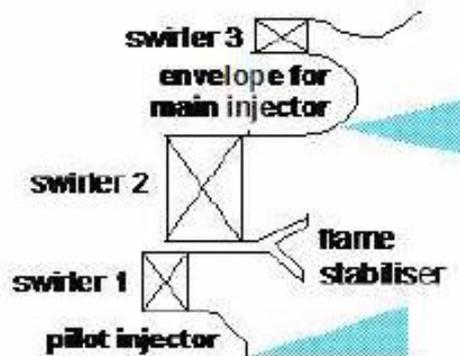


Figura 6-11. Inyección LDI²⁵

6.2. DESARROLLO DE BIOCOMBUSTIBLES

Otra forma de controlar las emisiones de CO₂ a la atmósfera es mediante el desarrollo de biocombustibles alternativos que sean tan eficientes como los actuales pero que además sean más respetuosos.

Actualmente, existen tres tipos de combustibles utilizados en aviación, que contribuyen de manera diferente a la emisión de CO₂ a la atmósfera:

1. AvGas 100LL:

Es un combustible utilizado en motores de pistón. Este tipo de motores se utilizan en avionetas y aviones de uso particular. Se trata de aeronaves ligeras, no necesariamente rápidas ni sencillas y baratas de operar.

El color del combustible es azul, con una densidad media de 0.7kg/l y es inflamable a temperaturas ambiente en presencia de chispa y/o llama.

Contiene una mezcla compleja de hidrocarburos volátiles que contienen hidrocarburos parafínicos, nafténicos, olefínicos y aromáticos con cadenas de carbono entre cuatro y doce átomos de carbono.²⁶

Sus especificaciones son muy estrictas ya que han de soportar un amplio rango de temperaturas y presiones de funcionamiento.

La combustión de 1litro de AvGas 100LL genera 2.199kg de CO₂.

2. JET-A1:

El Jet-A1 es utilizado para las turbinas de los motores a reacción en aviación civil.

Se trata de un queroseno procedente de la destilación del crudo de petróleo.

Es un producto incoloro o ligeramente amarillento, con una densidad media de 0.8kg/l. Se puede inflamar a temperaturas superiores a 38°C en presencia de llama. Tiene una alta potencia calorífica lo que le permite obtener mayor poder con mínimo peso. También tiene buena resistencia al frío, ya que aguanta la cristalización que sufren los aviones en las partes más altas de sus trayectos. Además de ser utilizado como combustible, es también utilizado como fluido hidráulico en los sistemas control del motor y como refrigerante para ciertos componentes del sistema de combustible.

El Jet-A1 es una mezcla de hidrocarburos que van desde C9 hasta C17. Por lo tanto, se compone de Carbono e Hidrógeno con un pequeño porcentaje de otros elementos como Azufre, Nitrógeno y metales integrados en hidrocarburos de estructuras más o menos complejas.

En la actualidad, este combustible se obtiene de las fracciones medias procedentes de la destilación atmosférica, que constituye la primera etapa del refinado del crudo. El objetivo de este proceso es vaporizar el crudo y separar por condensación a diferente temperatura distintas fracciones obteniéndose en una de ellas el queroseno²⁷.

La combustión de 1litro de Queroseno genera 2.580kg de CO₂.

3. JP-8:

El JP-8 (del inglés *Jet Propulsion* o propulsión para reactores) es un combustible derivado del queroseno, con aditivos para uso militar, que se utiliza en aeronaves militares a excepción de los reactores embarcados en portaviones, que utilizan JP-5.

El JP-5, es otro combustible también derivado del queroseno con un punto de inflamación superior al JP-8, lo que le hace apto para los aviones embarcados en portaviones, donde el riesgo de incendio es mayor.

El JP-8 es de color incoloro o ligeramente amarillo, con una densidad de rango 0.775kg/l -0.84kg/l. Es inflamable a temperaturas superiores a 38°C en presencia de llama o chispa. Su punto de congelación es de -47°C ²⁸.

La combustión de 1litro de JP-8 genera 2.62kg de CO₂.

Como se puede apreciar, los combustibles más pesados emiten más CO₂.

Como medida para reducir las emisiones de CO₂, el consejo de la OACI respaldó la iniciativa de los biocombustibles durante la segunda sesión del Consejo de marzo de 2018, cuando se creó la Declaración de la segunda conferencia de la OACI sobre Combustibles Alternativos para la Aviación (CAAF/2), con la intención de apoyar y fomentar su estudio y desarrollo.

A nivel europeo, la Unión Europea, en su programa Europeo de Biocombustibles Avanzados “*European Advanced Biofuels Flighpath*” apuesta por biocombustibles que emiten menos CO₂ a la atmósfera, que no contengan componentes de sulfuro y que sean más eficientes por su mayor densidad.

Para que este objetivo sea viable hay que tener en cuenta que los biocombustibles puedan emplear las actuales redes de distribución de hidrocarburos. Por este motivo, se descartarían combustibles como el hidrógeno, ya que requeriría una fuerte inversión en infraestructuras.

Actualmente se está estudiando la obtención de biocombustibles partiendo de camelina, la jatropha y algas:

La camelina es una planta herbácea original de Asia y Europa, cuyo cultivo se adapta a zonas áridas y secas, ya que puede ser cultivado en campos de trigo dejados en barbecho. Se trata de un cultivo sostenible puesto que no supone el desplazamiento de otros cultivos y que permite además la producción de harina para alimento animal²⁹

Otra opción de biocombustible es la jatropha curcas, es un arbusto venenoso perteneciente a la familia de las euforbiáceas, originales de México y América Central. Es un vegetal capaz de aguantar largos periodos de sequía, pudiéndose cultivar en terrenos pobres o desérticos. No pueden ser destinados para el consumo humano ni animal.

El biocombustible se obtiene de sus semillas, pudiéndose extraer biodiesel, tras un proceso de prensado y transesterificación³⁰.

Otra opción de biocombustible son las algas, las cuales no necesitan suelo fértil ya que pueden crecer en aguas contaminadas. Además, las ventajas de las algas frente a los otros dos tipos de biocombustibles vistos hasta el momento, es que no necesitan el uso de pesticidas y que absorben CO₂.

Sin embargo, la obtención de biocombustibles a partir de la jatropha y algas resulta ser más compleja.

Actualmente, estos biocombustibles son incorporados en motores y ensayados para estudiar su comportamiento. Así, por ejemplo, los aceites derivados de la jatropha y las algas fueron mezclados, en una proporción de 50% con combustible convencional de aviones comerciales, JET-A1. De esta manera se verificó una disminución del 60% de emisiones de CO₂.

Capítulo 7 : CONCLUSIONES

En el siguiente Capítulo se recogen todas las conclusiones que se han obtenido a lo largo de la realización del presente TFM.

Las tres principales compañías que los fabrican son General Electric, Pratt & Whitney y Rolls Royce y, todas ellas, dimensionan sus motores en función de la distancia que deseen cubrir, desarrollando sus motores para largo, medio o corto alcance. Esto se debe a que es el primer aspecto que las aerolíneas tienen en cuenta a la hora de introducir un nuevo motor en su flota. Además, el alcance está relacionado con su empuje, puesto que, a mayor alcance, mayor empuje. De esta forma, motores con empujes superiores a 200KN se destinan a largo alcance, mientras que con un empuje inferior a 200KN se destinan para medio o corto alcance.

Con el paso del tiempo, las compañías han dejado de tener aviones únicos para cubrir cortas distancias, ya que los motores para medio alcance se pueden adaptar a distancias menores limitando el llenado de los tanques de combustible, permitiendo mayor versatilidad a las compañías aéreas.

Tras el estudio de mercado de los motores a reacción utilizados en aviación civil, se concluye que el tipo de motor más utilizado en aviación civil es el **motor turbofan de doble eje y alto índice de derivación**. Como excepciones, cabe destacar, que Rolls-Royce fabrica motores con configuración de triple eje, siendo un diseño más innovador y costoso. Y que Pratt & Whitney, presenta en su motor PW1000G una caja reductora, con la que aumenta el rendimiento del compresor al poder mover el fan de manera independiente.

El motivo de utilizar motores de alto índice de derivación es que disminuyen el ruido, la contaminación, el consumo específico de combustible y aumentan el empuje. Para conseguir aumentar el índice de derivación los fabricantes optan por aumentar el diámetro del fan.

Este aumento del diámetro del fan, repercute positivamente en la relación de compresión total del motor (OPR), ya que se consigue aumentar el índice OPR, y ello implica una mayor eficiencia térmica del motor y un menor consumo. Por el contrario, un mayor índice OPR supone un aumento de peso del motor, ya que se necesita un diámetro de fan mayor.

Además, el aumento del diámetro del fan supone un aumento del flujo másico de entrada de aire al motor, lo que junto con una mayor relación de derivación, supone un aumento de empuje.

La última conclusión obtenida de la caracterización de los motores a reacción es relativa a su consumo, ya que, a mayor empuje, mayor consumo de combustible, aunque también depende de la eficiencia del propio motor en función del alcance.

Actualmente, el mayor reto al que se enfrenta la aviación civil es a la reducción de las emisiones que producen los motores a reacción para llegar a cumplir la legislación vigente.

Para hacer frente a esta problemática, organismos como la OACI, a través de su comité para la Protección del medio ambiente y la Aviación (CAEP) ha desarrollado nuevas políticas y normas para reducir el ruido y minimizar las emisiones de los motores de las aeronaves.

El objetivo principal de este comité es la reducción de las emisiones de CO₂ en un 50% para el año 2050. Para ello, la OACI apuesta por mejorar el núcleo del motor, específicamente la cámara de combustión.

Para identificar los componentes menos eficientes y en los que se producen las mayores pérdidas se ha realizado un análisis exergético del motor turbofan y de todos sus componentes. Las mayores pérdidas exergéticas se producen en la cámara de combustión, resultado que coincide con la tendencia ya detallada anteriormente, la optimización de esta cámara para la mejora del proceso de combustión y a la vez disminución de emisiones producidas en la misma.

Para mejorar la eficiencia de la cámara de combustión, existen diferentes posibilidades, como la propuesta de NEWAC (*New Aero engine Core*, Nuevo Núcleo de motor aerodinámico), que se centra en el desarrollo y la validación de nuevas configuraciones del núcleo del motor utilizando la gestión del calor (Intercooler, enfriador de aire de refrigeración, recuperador) para mejorar el proceso de combustión y optimizarlo.

Además de actuar sobre el propio motor, otra forma de controlar las emisiones de CO₂ a la atmósfera es mediante el desarrollo de biocombustibles alternativos que sean tan eficientes como los actuales pero que, además, sean más respetuosos, que no contengan sulfuros y que sean más eficientes. Actualmente se está estudiando la obtención de biocombustibles partiendo de camelina, la jatropha y algas.

REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

1. Acare | Advisory Council for Aviation Research and innovation in Europe. <http://www.acare4europe.org/>. Accessed November 17, 2017.
2. Ahmed F.El-Sayed. *Aircraft Propulsion and Gas Turbine Engines - Ahmed F. El-Sayed - Google Libros.*; 2008. https://books.google.es/books?hl=es&lr=&id=oGPLBQAAQBAJ&oi=fnd&pg=PP1&dq=aircraft+propulsion+and+gas+turbine+engines&ots=7hFeq_9KWc&sig=TmuQLr-9GsCzAzymf8uv7jphD2o#v=onepage&q=aircraft+propulsion+and+gas+turbine+engines&f=false. Accessed November 1, 2017.
3. Motores a Reacción. <http://iessantabarbara.es/departamentos/fisica/tecnologia/webquest/maquinas/WebMaquinas/html2/motoresareaccion.html>. Accessed November 1, 2017.
4. Ciclo Brayton. http://laplace.us.es/wiki/index.php/Ciclo_Brayton. Accessed October 2, 2017.
5. Turbohélice. <https://es.wikipedia.org/wiki/Turbohélice>. Accessed November 14, 2017.
6. Turbofan | Termotech. <https://termotech.wordpress.com/tag/turbofan/>. Accessed December 5, 2017.
7. Hünecke K. *Jet Engines. Fundamentals of Theory, Design and Operation.*; 1997.
8. LA INDUSTRIA AEROESPACIAL 2011. <https://www.aero.upm.es/departamentos/economia/investiga/informe2011/menu.html>. Accessed October 3, 2017.
9. Viento en las alas de la aeronáutica española | Economía | EL PAÍS. https://elpais.com/economia/2016/08/26/actualidad/1472199608_155623.html. Accessed November 17, 2017.
10. Sector aeronautico en España. https://elpais.com/economia/2016/08/26/actualidad/1472199608_155623.html. Accessed December 5, 2017.
11. Variación de la presión del motor - OPR. <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/epr.html>. Accessed July 2, 2018.
12. *The CFM56 Turbofan Engine*. <http://www.cfm56.com/products/cfm56-7b>. Accessed April 15, 2018.
13. El motor CF34 | GE Aviation. <https://www.geaviation.com/commercial/engines/cf34-engine>. Accessed July 2, 2018.

14. PW1000G - MTU Aero Engines. <http://www.mtu.de/engines/commercial-aircraft-engines/narrowbody-and-regional-jets/pw1000g/>. Accessed May 14, 2018.
15. IAE V2500. Specifications. https://es.wikipedia.org/wiki/IAE_V2500. Accessed April 30, 2018.
16. Specifications PW1000G. https://www.pw.utc.com/Content/PurePowerPW1000G_Engine/pdf/B-1-1_PurePowerEngineFamily_SpecsChart.pdf. Accessed May 14, 2018.
17. Contaminación del transporte aéreo | Economía | EL PAÍS. https://elpais.com/economia/2016/02/01/actualidad/1454351227_246959.html?rel=mas. Accessed July 3, 2018.
18. Qué es la OACI y el CAEP. <http://www.anac.gov.ar/anac/web/uploads/institucional/2017/qu-es-la-oaci-y-el-caep.pdf>. Accessed June 20, 2018.
19. icao. Goals and Standards The ICAO Perspective Environment Section Air Transport Bureau International Civil Aviation Organization. 2009. https://www.icao.int/environmental-protection/Documents/Act_Global/Standards_Goals.pdf. Accessed June 20, 2018.
20. El País. La aviación civil ultima el primer pacto mundial para reducir emisiones | Economía | EL PAÍS. https://elpais.com/economia/2016/02/09/actualidad/1455029815_531602.html. Accessed June 20, 2018.
21. Agencia Europea de Seguridad Aérea (AESA) - EUROPA | Unión Europea. https://europa.eu/european-union/about-eu/agencies/easa_es. Accessed June 20, 2018.
22. Informe Medioambiental de la Aviación Europea 2016. https://www.easa.europa.eu/eaer/system/files/usr_uploaded/EAer_2016_Handout-ES.pdf. Accessed June 18, 2018.
23. Hakan Aydin, Onder Turan THK& AM. Exergetic Sustainability Indicators as a Tool in Commercial Aircraft: A Case Study for a Turbofan Engine. *Int J Green Energy*. 2015.
24. Tendencias ambientales. <https://www.icao.int/environmental-protection/Pages/Environmental-Trends.aspx>. Accessed June 21, 2018.
25. Günter Wilfert, Joerg Sieber, Andrew Rolt NB. New Environmental Friendly Aero Engine Core Concepts. 2007.
26. Avgas 100LL: gasolina para aviación - repsol.energy.

- <https://www.repsol.com/es/productos-y-servicios/aviacion/avgas-100-ll/index.cshtml>. Accessed May 28, 2018.
27. JET A-1: combustible para turbinas de aviación - Repsol.energy.
<https://www.repsol.com/es/productos-y-servicios/aviacion/jet-a-1/index.cshtml>. Accessed May 28, 2018.
 28. JP-8: combustible para aviacion militar - Repsol.energy.
<https://www.repsol.com/es/productos-y-servicios/aviacion/jp-8/index.cshtml>. Accessed May 28, 2018.
 29. Biocombustible con camelina.
<https://www.efeverde.com/noticias/biocombustible-camelina-aviones/>. Accessed July 3, 2018.
 30. Aceite de Jatropha. https://www.tendencias21.net/El-aceite-de-Jatropha-se-consolida-como-biocombustible-para-la-aviacion_a4969.html. Published 1995. Accessed July 3, 2018.

