

Motores de Aviación



Realizado por Juan de Dios Serrano Brotons, Carolina y Jose Antonio Lizán Escudero

Índice

• Introducción	3
• Historia	7
• Motores de aviación <ul style="list-style-type: none">• Tipos (esquema)• Características, partes y funcionamiento• Aplicaciones y modelos	9
• Medio ambiente y sociedad	61
• Combustibles	64
• Síntesis	66
• Glosario	68
• Enlaces de Internet (empresas de motores, información, aviación, otros)	70
• Bibliografía	71
• Autores	72

Introducción

Los motores de aviación, básicamente, no difieren demasiado de los motores utilizados en coches o motocicletas. El principio de estos motores se basa en la combustión del aire comprimido y el carburante, que puede ser gasolina o gasoil en el caso de los vehículos terrestres o queroseno en los aerorreactores. Esto se realiza en una cámara de combustión y se trata de unos principios básicos de funcionamiento que se cumplen incluso en los motores a reacción, exceptuando los motores cohetes, ya que llevan a bordo el oxidante y no utilizan aire atmosférico.

El motor es la parte fundamental de todo vehículo autopropulsado, y en el caso de la aeronave, la hace avanzar a través de la masa de aire en lo que se llama empuje del motor, es decir, la fuerza que se opone a la resistencia al avance (resistencia del aire) y que hace que el avión avance.



Tobera de salida de uno de los 4 motores de un Boeing 747 "Jumbo"

Desde los inicios de la aviación, y el primer vuelo propulsado y controlado de los hermanos Wright, los motores incorporados a las aeronaves procedía de motocicletas o coches. Más adelante se fueron diseñando motores especiales para aviación con los cilindros colocados en forma de estrella o de disco. Aunque actualmente la disposición de los cilindros en los motores alternativos o de émbolo es más parecida a la de los automóviles: en fila o, para motores más potentes y con más cilindros, en uve u horizontales opuestos. Estos cilindros están unidos directamente al eje o cigüeñal que

soporta la hélice. Se suele utilizar engranajes intermedios entre el cigüeñal y las palas de la hélice para controlar las revoluciones del motor.

El segundo grupo de motores son los de reacción, que se dividen en motores cohete y aerorretores, en los que se incluyen los turboreactores, turbofan, turbohélices y turboejes en la categoría de motores de compresión mecánica; y los estatorreactores y pulsorreactores dentro de los motores de compresión dinámica.

La categoría de los motores de compresión mecánica se denomina así porque la admisión y compresión del aire se realiza por medio de aeroturbinas. Dentro de esta categoría se incluyen los turboreactores, que son los que generalmente producen más potencia controlable (los motores cohete generan mucha potencia pero difícil de controlar y de corta duración). Su uso se restringe únicamente al ámbito militar, ya que son motores muy complejos y caros de mantener, además de tener un consumo muy grande. En cambio, la potencia generada es capaz de acelerar a una aeronave a más de 3300 km/h (Mach 3).

El motor de compresión mecánica más empleado en los aviones de líneas aéreas y ejecutivos es el turboventilador, turbofan o de doble flujo. Se trata de un sistema semejante al turboreactor, que funciona en principio como tal, pero que deriva una parte del aire comprimido directamente a la tobera de salida. Con esta derivación se consigue enfriar el conjunto del motor y proporcionar un empuje extra a la aeronave por la energía que se le suministra a dicho aire. Es el motor que mejor relación tiene en cuanto a empuje y consumo, consiguiendo velocidades de crucero cercanas a los 1000 Km/h (cerca de Mach 0,9).

Existe una variante de motores a reacción de compresión mecánica que comparten el funcionamiento de los turboreactores, los turbohélices y los turboejes. Estos motores aprovechan los gases de salida no solo para proporcionar empuje directo como los turboreactores, sino para hacer girar una turbina que unida a un eje hacen girar unas hélices (turbohélices) o el rotor de un helicóptero (turboejes) como sistemas de propulsión primarios. Estos sistemas son más económicos pero desarrollan menor potencia.

En segundo de compresión formados por los statorreactores. muy utilizados en su radio de militar y en el científico. Estos



grupo, los motores dinámica, están pulsorreactores y los Estos motores, no la actualidad, tienen acción en el campo puramente motores funcionan a

altas velocidades. Necesitan de un avión nodriza o un segundo motor que los acelere a la suficiente velocidad para poderse arrancar, ya que funcionan con el aire comprimido que entra directamente a la cámara de combustión por la tobera de admisión o de entrada. Por ello suele utilizarse como motor de complemento para acelerar una aeronave a partir de cierta velocidad.

En una última categoría podemos incluir los motores cohete, utilizado en lanzaderas espaciales, misiles o sistema de propulsión de cierto tipo de aviones. Podemos distinguir dos tipos: los de combustible sólido y los de combustible líquido. Este tipo de motor difiere del reacción en que para realizar la que el oxidante al combustible.



motor de no necesita aire combustión, ya se inyecta junto

Como ya hemos motores de

dicho, los aviación no

difieren, básicamente, de los utilizados en automoción. Incluso los de émbolo se pueden considerar prácticamente idénticos. Centrándonos en las diferencias y problemas entre motores de émbolo en aviación y en automoción, podemos encontrar las siguientes:

- La refrigeración en los motores de ciclo otto en automoción se realiza principalmente mediante circuitos de agua, por las elevadas temperaturas que se concentran en todo el motor. En aviación, en cambio, debido a la velocidad del aire (que aún acelera más la hélice propulsora del avión) y a la baja temperatura del aire a altas altitudes, la

refrigeración se realiza la mayoría de las veces por aire. Muchas veces esta refrigeración se realiza desviando el calor de los cilindros, que van la mayoría de las veces en el exterior del bloque motor al estilo de las motocicletas, mediante unas aletas.

- Debido, precisamente a las alturas a las que vuela un avión y al enfriamiento del aire en dicha situación, algunos componentes del motor, tales como el carburador o el sistema de inyección de combustible corren el riesgo de sufrir congelaciones y bloquearse. Para estos casos el motor contiene sistemas de calefacción que evitan la formación de hielo o que lo eliminan en caso de formarse.

Mientras que en automoción existe un número muy parecido de vehículos con motores de gasolina como de gasoil, en los motores de pistón para aviación se utiliza mucho más los motores gasolina. Aunque ahora se están empezando a desarrollar motores diesel para aviación.

Historia de los motores de aviación

La historia de la aviación comienza a finales del siglo XIX con los intentos fallidos del ser humano por volar, e incluso con los proyectos de Leonardo da Vinci de su máquina voladora. Sin embargo, el primer vuelo controlado motorizado lo realizaron los hermanos Wright con su "Flyer I". Un biplano con un motor de 4 cilindros refrigerado por agua, con una potencia de 12CV y 81 kg de peso, que recorrió 36 metros en 12 segundos. Los hermanos Wright tenían un taller de motocicletas, por lo que la idea vino de ellas, pero posteriormente se irían especializando los motores para el uso que se les tenía que dar: llevar máquinas más pesadas que el aire a altas alturas, grandes distancias y en poco tiempo.

La primera guerra mundial supuso un gran avance tanto en los aviones como en los motores, por el comienzo de la utilización de este tipo de aparatos como máquinas bélicas. La principal disposición de los cilindros era radial o en forma de estrella, incidiendo el sistema biela-manivela sobre el cigüeñal que hacía girar la hélice. También existían motores en línea, o incluso los rotativos, en los cuales giraba todo el bloque motor, con el consiguiente problema del gran par de motor que generaba. Además, los motores rotativos despedían gran cantidad de aceite por estar en completo movimiento. Es por ello que hasta que no se diseñaron capuchas especiales para los motores (con el fin de desviar el aceite que salpicaba por las paredes hacia abajo), los pilotos se veían en problemas, aunque leves, con las salpicaduras y las manchas que les ocasionaba.

España tubo un inicio glorioso en la aviación, que comenzó sus inicios en 1906, y que se vio favorecido por la neutralidad española en la Primera Gran Guerra, cuando unos pocos años después, por los años 20, comenzaron los grandes raids de pilotos españoles por todo el mundo. Además, la industria aeronáutica española comenzó a partir de la Hispano-Suiza, empresa de motores de automoción instalada en Barcelona, que en 1917 instaló una fábrica en Guadalajara con fines aeronáuticos. Dos años más tarde, en 1919, surgía el primer fruto de esta nueva fábrica, el Hispano-Barrón, avión capaz de competir con sus contemporáneos extranjeros. En 1937, la Hispano-Suiza se traslada a Sevilla

cambiando su nombre por Hispano Aviación S.A. (HASA) participando en la construcción bajo licencia de grandes aviones de la Guerra Civil Española para el bando Nacional. Finalmente esta empresa fue absorbida por Construcciones Aeronáuticas S.A. (CASA) en 1971, actual empresa española que hace unos pocos años pasó a formar parte del consorcio europeo EADS, con lo que su actual nombre es EADS CASA.

Durante la Segunda Guerra Mundial los motores de émbolo de los cazas más avanzados rozaron sus límites: las palas de las hélices giraban a velocidades cercanas a la velocidad del sonido. Si era alcanzada dicha velocidad de rotación, las palas sufrían una deceleración, con lo que era imposible llegar a velocidades mayores de las que se alcanzaban: cerca de los 900 kilómetros por hora en picado. Pero a punto de estallar esta guerra, Frank Whittle construye la primera turbina de gas en 1937. Inmediatamente empezaron a investigarse modelos de aviones capaces de portar este tipo de motor, pero los primeros llegaron cerca del fin de la guerra. Los alemanes fueron los más adelantados y llegaron a poner en servicio un avión con este tipo de propulsión, tan avanzado y aventajado respecto a los cazas aliados, que si les hubiera dado tiempo a fabricar el suficiente número de aviones antes de perder la guerra, el rumbo de la misma habría sido diferente.

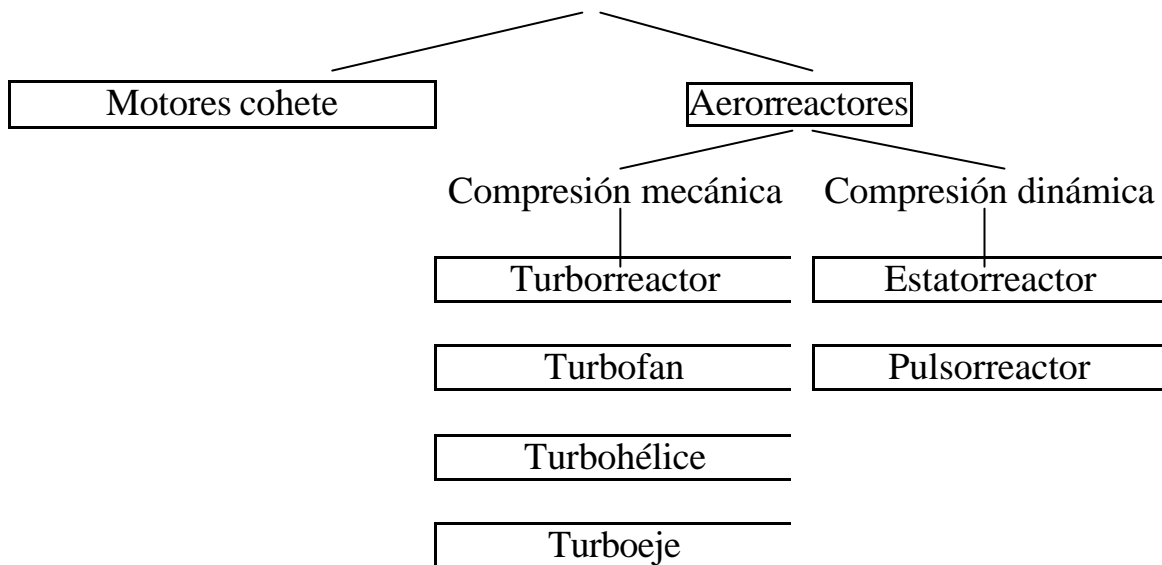
Durante esta guerra, los alemanes también diseñaron sofisticadas bombas, como las V-1, que disponían de un sistema de propulsión que les permitía alcanzar grandes velocidades. Eran unas bombas volantes, casi misiles, que iban guiadas a sus objetivos propulsadas por un pulsorreactor.

En cuanto al primer avión comercial que utilizó motores a reacción fue el Comet de Havilland, en 1952. Los motores a reacción comenzaron a sustituir a los motores de émbolo, y estos actualmente solo pueden encontrarse en aviación deportiva, aeromodelismo o pequeñas avionetas o ultraligeros por ser mucho más económicos que los de reacción. En cambio, los motores de reacción generan mucha más potencia que los de émbolo, ya que mientras nuestros mejores coches desarrollan entre 100 y 400 caballos y los mayores aviones de émbolo como el "SuperConstellation" alcanzaba los 4000CV, un avión de pasajeros tipo Airbus A320 con motores turbofan necesitaría dos motores de pistón de 35000CV para igualar su potencia.

Esquema de los motores de aviación

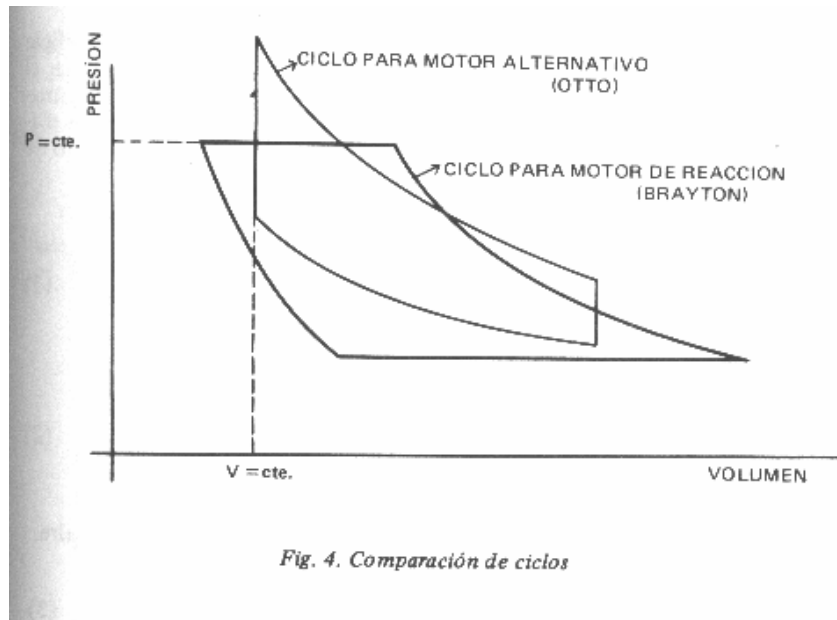
1. Motores Alternativos(ciclo Otto)

2. Motores de reacción

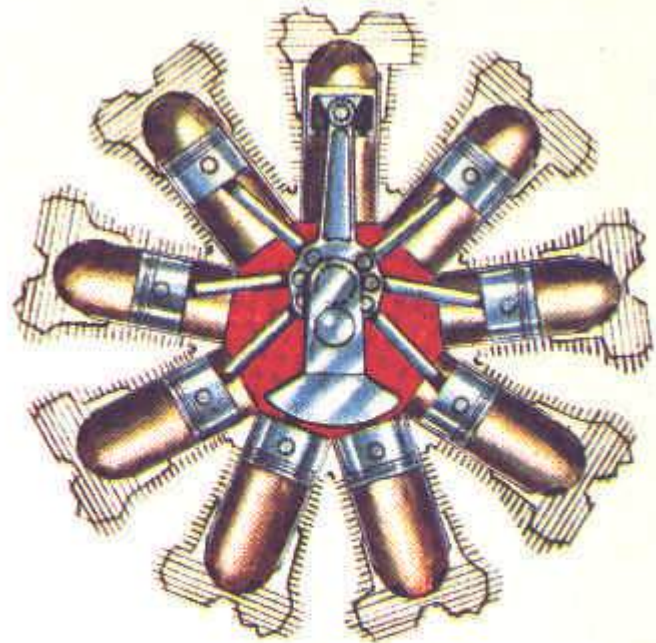


Motores alternativos (ciclo otto)

Comparación del ciclo otto con el Brayton



Debido al par generado por el motor y la hélice, la deriva junto al timón de cola están desplazados respecto al eje simétrico del avión para compensar.



En un motor de cilindros radiales solamente una de las bielas (la maestra, que aquí se encuentra en la parte superior) está conectada al cigüeñal. Todas las demás bielas se hallan unidas por bisagras al anillo de la biela maestra.

El motor cohete

Conseguir proporcionar a una nave de varias toneladas de peso una velocidad tan elevada como la de escape fue sin duda uno de los mayores problemas que hubo de afrontar la astronáutica. La solución no se haría realidad hasta el perfeccionamiento del llamado motor cohete.

El motor cohete es la demostración palpable del llamado principio de acción y reacción enunciado por Newton dentro de sus tres famosas leyes de la mecánica. Según este principio, la aplicación de toda fuerza (acción) está asociada siempre a otra de la misma magnitud y dirección, pero de sentido contrario (reacción). La ley puede parecer en abstracto algo complicada, pero es fácilmente observable en multitud de ejemplos concretos.

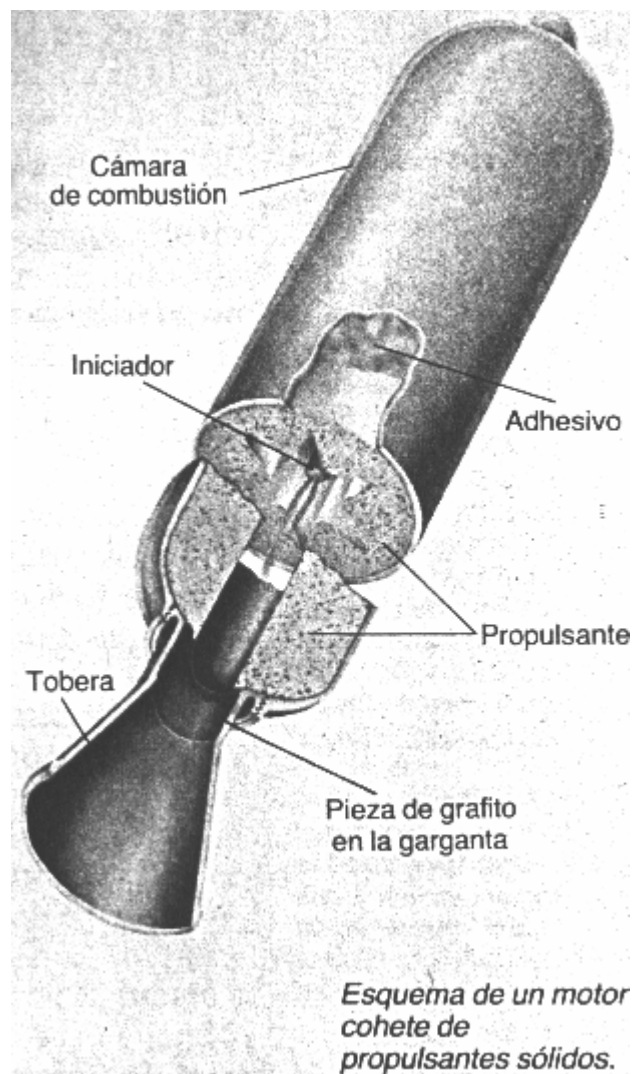


Tal principio ha encontrado un campo de aplicación claro en los denominados motores de reacción que equipan en la actualidad a la mayoría de los aviones. En dichos motores, la combustión de una sustancia (gasolina o queroseno) produce una cierta cantidad de gases a presión que, al escapar por la tobera del motor a alta velocidad, originan una fuerza de reacción que se transforma en el empuje necesario para desplazar todo el aparato.

A grandes rasgos, el funcionamiento del motor cohete es muy similar al de reacción, pero existe entre ambos una diferencia básica: en el caso del motor de reacción, la combustión tiene lugar gracias al aire tomado directamente de la atmósfera, mientras en el motor cohete (que puede operar en un medio falto de oxígeno) el sistema ha de transportar tanto el combustible como la sustancia oxidante que permitirá la combustión y originará el chorro de gases (jet) origen del impulso motor.

Según la naturaleza de los propulsores utilizados, los motores cohete son: de líquidos, de sólidos o de híbridos (cuando un propulsante es sólido y otro líquido). Los dos primeros son de amplia utilización. La diferencia esencial entre ambos consiste en que en los motores de líquidos los propulsores están almacenados en depósitos desde los que se inyectan en la cámara de combustión, mientras en el motor de sólidos están contenidos en la cámara de combustión.

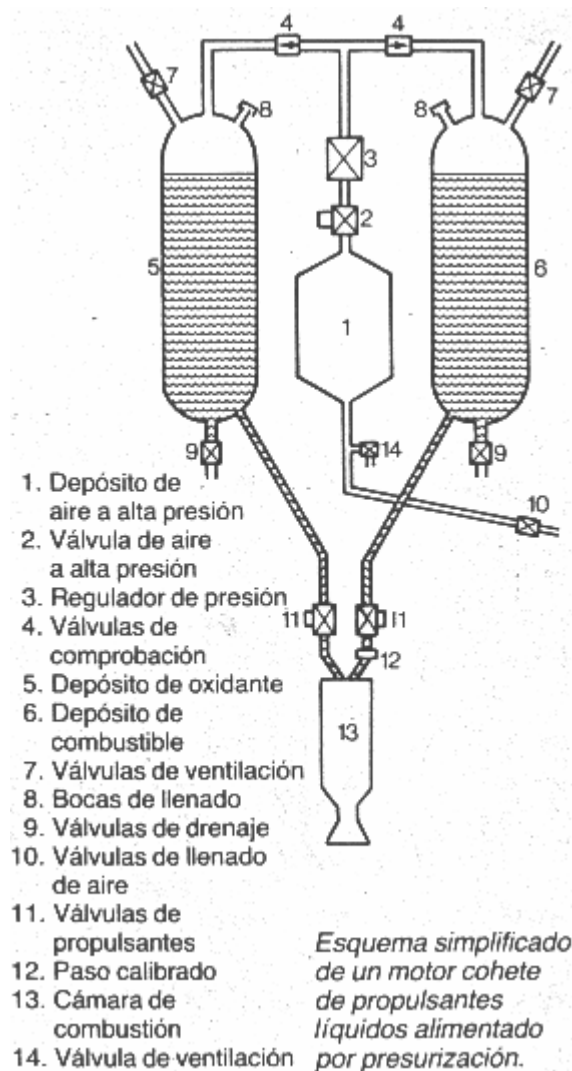
Esta variante conduce a diferencias esenciales en la constitución de ambos tipos de motor, siendo de gran simplicidad en el motor de sólidos.



Los cohetes de líquidos están constituidos por los siguientes elementos: un sistema de almacenamiento de propulsores que consta de dos depósitos, uno de oxidante y otro de combustible; un sistema de alimentación basado ya sea en la presurización de los depósitos (mediante helio u otro gas inerte a la presión) o en una

bomba de inyección accionada por un generador de gas o por los mismos propulsores del motor cohete, y una cámara de combustión con una tobera. En la cámara se produce la combustión de los propulsores y se generan los gases a alta presión que se inyectan al exterior por la tobera produciendo el empuje.

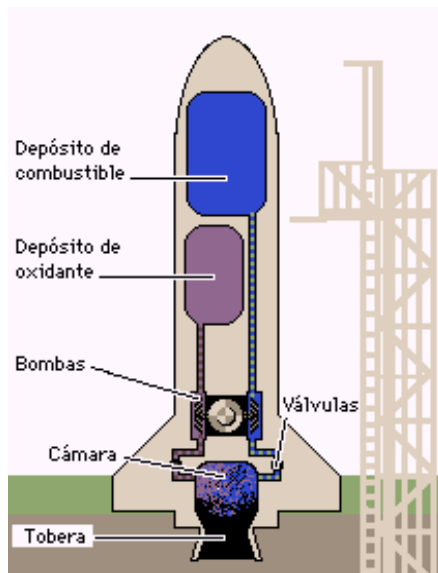
Los gases de combustión tienen temperaturas entre 2000°C y 3500°C, mas elevadas que las de fusión de la mayoría de los materiales metálicos, por lo que se presentan problemas técnicos severos para la construcción de los motores. En los cohetes de líquidos se utiliza un sistema de refrigeración basado en la circulación de un propulsante alrededor de la cámara antes de su inyección en el interior. Para los cohetes de sólidos se utiliza un material aislante de la pared interior. En las gargantas de las toberas se utilizan materiales especiales como grafito o cerámicos.



Los elementos del sistema de alimentación en los cohetes de líquidos deben tener alta resistencia a la corrosión y en particular cuando se utilizan propulsores criogénicos (hidrógeno y oxígeno líquidos) deben satisfacer la condición de operar a temperaturas extremadamente bajas.

Los motores cohete de propulsores químicos liberan gran cantidad de energía en un tiempo breve, siendo adecuados para conseguir empujes altos y alcanzar las velocidades precisas para la satelización y el escape.

Las operaciones espaciales requieren también fases de propulsión de empuje reducido para las que son aplicables otros tipos de motor cohete.



Para desplazamientos en el sistema solar después de que la nave ha escapado de la atracción terrestre se podría utilizar la energía producida en un reactor nuclear para calentar un fluido que, expulsado por la tobera, produce la impulsión de la nave. Este sistema se ha investigado intensamente en EE.UU, pero actualmente está abandonado.

Otras operaciones requieren empujes y tiempos muy reducidos; es el caso de los sistemas de control de altitud basados en chorros de gas, el de mantenimiento de un satélite en órbita para compensar las desviaciones de posición y de desplazamiento en órbita. Estos dos últimos son especialmente necesarios para los satélites geoestacionarios de aplicación (ejemplo, comunicaciones). Aunque convencionalmente se utilizan motores de hidracina, se trabaja activamente en el desarrollo de motores de propulsión eléctrica basados en la aceleración de partículas cargadas mediante campos electrostáticos (motores iónicos) o mediante campos magnéticos (motores MHD) o mediante el calentamiento de fluidos a través de arcos eléctricos.



Photo courtesy www.egroups.com/group/recognition

Los motores cohete son utilizados en aviones a reacción para reducir la carrera de despegue

Otros tipos de cohetes, exóticos, ya que son objeto de especulación, son los fotónicos basados en la conversión de energía luminosa y en la expulsión de fotones, y los térmicos de hidrógeno, basados en la expulsión de hidrógeno calentado a altas temperaturas con energía solar concentrada con espejos parabólicos.

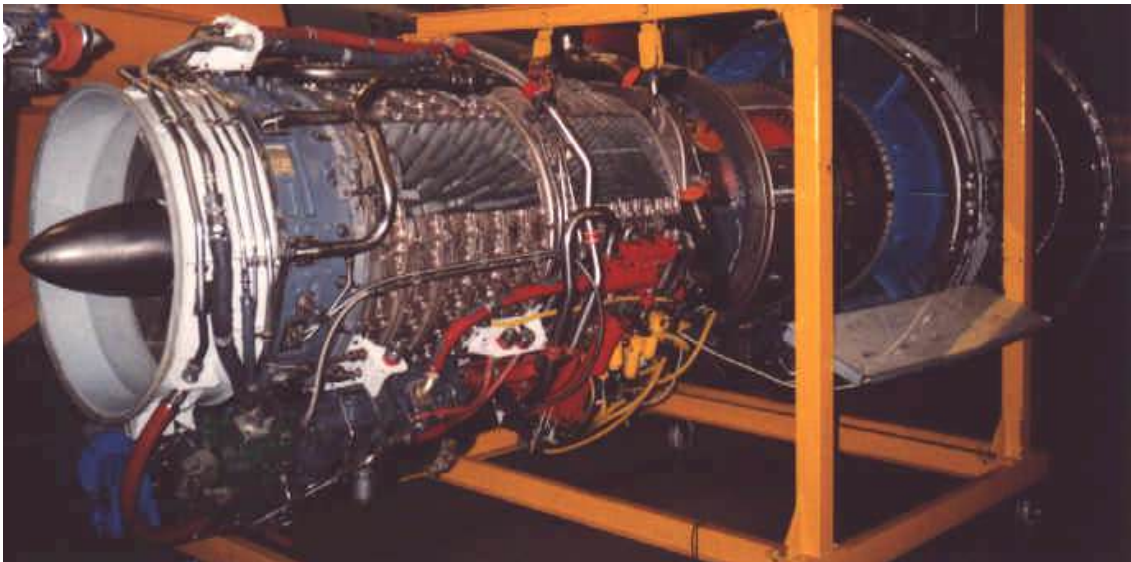


Los motores cohete se utilizan en los asientos de los pilotos para que estos se puedan eyectar en caso de peligro.

Motores de reacción

Aerorreactores de Compresión Mecánica

Entre los aerorreactores de compresión mecánica podemos diferenciar cuatro tipos básicos: turborreactor, turboventilador, turbohélice y turboeje. No nos vamos a dedicar a la estricta definición de cada uno, ya que su funcionamiento es muy semejante, por lo que explicaremos un motor de reacción de compresión mecánica básico y detallaremos las diferencias existentes entre cada uno.

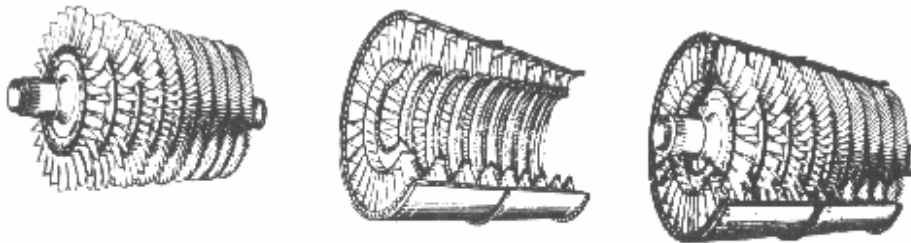


Motor a reacción. Museo del Aire. Foto propia

Los principios básicos de este tipo de motores se basa en la admisión del aire a través de la toma de aire(o de admisión), la compresión del mismo mediante el compresor, la inyección del combustible junto al aire comprimido y la combustión de la mezcla. Con lo cual tenemos un chorro de gases calientes de alta presión y velocidad que accionará una turbina unida al compresor mediante un eje. Además, con este chorro impulsaremos directamente la aeronave a través de la tobera(turborreactores y turboventiladores), accionaremos una hélice unida al mismo eje citado(turbohélices) o mediante un eje haremos girar el rotor de un helicóptero.

Admisión

La admisión de aire se realiza a través de los conductos de entrada. Estos conductos no deben presentar fenómenos de turbulencia o resistencia aerodinámica, y tienen que suministrar el aire necesario al motor de acuerdo con las revoluciones del mismo. Por lo



Componentes del compresor axial.

general, un reactor suele consumir entre 300 y 600 Kgs/seg de aire.

Estos conductos se dividen en dos: conductos de entrada subsónicos y supersónicos. Ambos conductos deben de ser capaces de reducir la velocidad de la corriente de aire hasta 0,5 o 0,6 veces la velocidad del sonido para no dañar el motor.

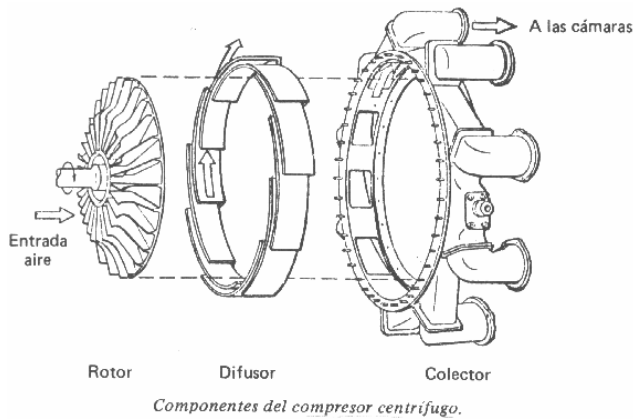


Motor turbohélice del C-130 Hércules. Talleres de la Base Aérea de Zaragoza. Foto propia



A continuación el aire penetra en el compresor, el cual puede ser axial o centrífugo. El compresor centrífugo es más sencillo, por ello fue el primero en utilizarse en los inicios de los motores a reacción. Sus componentes son el rotor, difusor y colector. En la figura se puede ver un

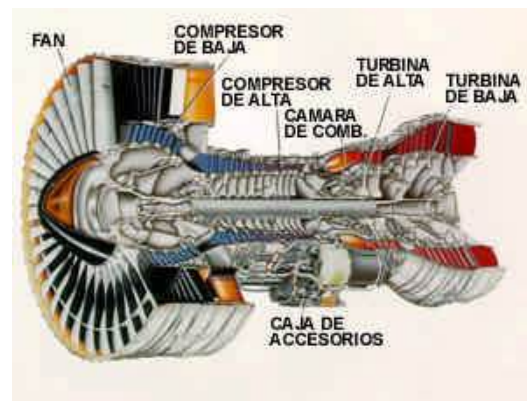
compresor de este tipo, donde el aire sale despedido por fuerza centrífuga debido a la rotación.



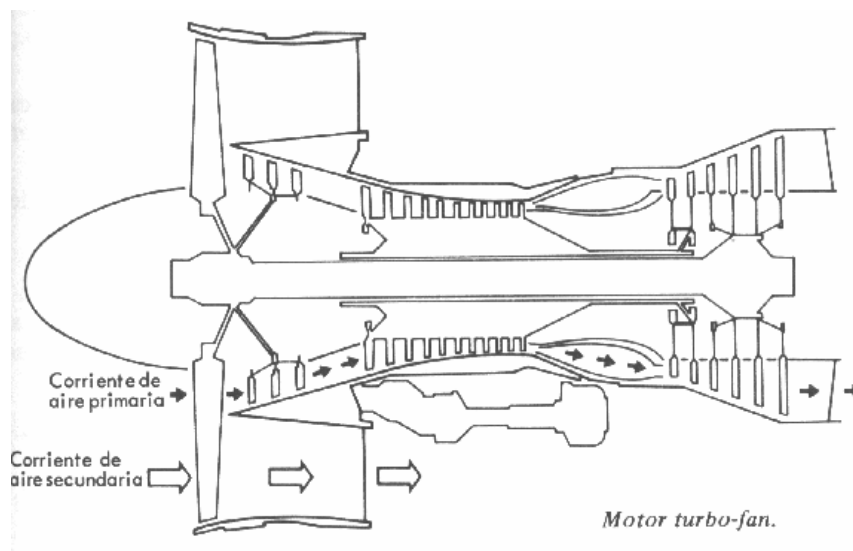
En el compresor axial, por el contrario, el flujo de aire se mueve paralelamente al eje del motor. Está formado por una serie de escalones, cuyos componentes fundamentales por escalón son el rotor y el estator.

En el rotor aumenta la velocidad y presión del aire y en el estator aumenta también la presión del aire, pero se reduce la velocidad. El aire va pasando del rotor al estator aumentando la energía de la masa de aire.

Además de todas estas características, el compresor axial puede ser simple o doble(dos compresores). Donde una turbina arrastra o mueve mediante un eje el compresor de alta y otra el de baja(en el caso de tener dos compresores), funcionando ambas independientemente.



Por otra parte, cabe destacar los motores de doble flujo(turbofan o turboventiladores) por una especial característica: el flujo de aire que entra en el motor se divide en dos.



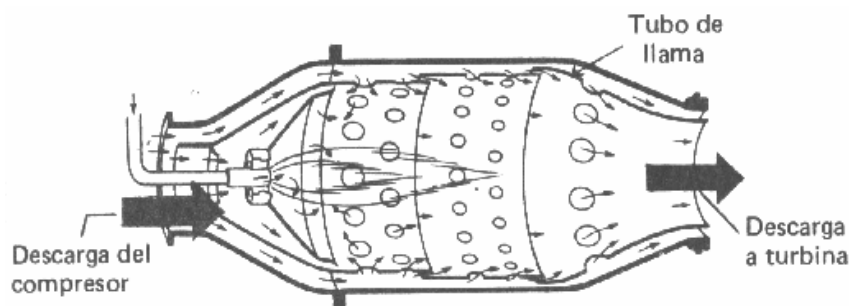
Por el interior del motor entra el flujo primario que además es el que va a las cámaras de combustión, y por el exterior del motor pasa el flujo secundario, que sale directamente por la tobera, generando un empuje adicional tan solo por la energía que lleva tras la compresión. Las características de este tipo de motor son un bajo consumo, mayor empuje, menor ruido...

Para finalizar este apartado, cabe destacar que los álabes del compresor, ya que comprimen el aire y están sometidos a grandes presiones, son fabricados en aleaciones de titanio y aceros de baja aleación.

Combustión

Cuando el flujo de aire sale del compresor pasa a través de un escalón de estator, denominado álabes guías de salida del compresor, que reduce la velocidad del flujo. A continuación pasa al difusor de precámaras y se introduce en la cámara de combustión.

El motor utiliza 60 partes de aire por cada parte de combustible, y de estas 60 solamente



Cámara individual.

se queman en la combustión 15 partes. Es decir, el 25% del aire que entra se combustiona y 75% no arde, se utiliza para refrigerar la superficie de la cámara y para mezclarse con los gases quemados, reduciendo la temperatura de los mismo a la hora de pasar por las turbinas.

Los materiales empleados en las cámaras son el Nimonic 75 (base de níquel aleado con cromo, titanio, aluminio y cobalto), Discaloy (material modificado del acero inoxidable con aditivos de molibdeno, wolframio y titanio) y el Nimoplay (compuesto por un núcleo de cobre plaqueado con Nimonic 75). La misión de estos materiales es soportar

la oxidación, fatiga, temperaturas y pequeños esfuerzos mecánicos a que están sometidos.

El combustible se inyecta en la cámara a través de uno o varios inyectores que aseguran la correcta pulverización del combustible para que la combustión con el aire sea lo más



perfecto posible.

Turborreactor ATAR 09K50 francés del caza Mirage F-1. Base Aérea de Albacete. Foto propia

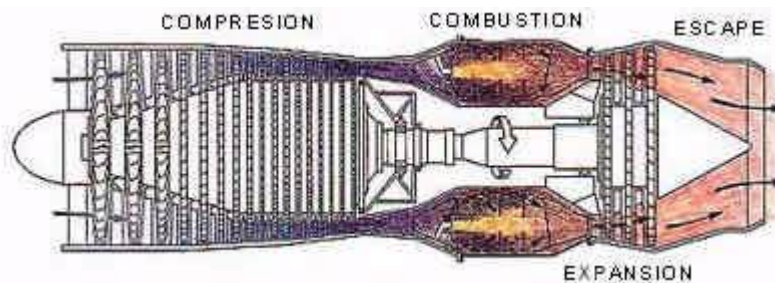
Además, con determinados tipos de motores y a demanda del operador, se puede inyectar agua para aumentar el empuje o para reducir la temperatura del aire. Por ello la inyección de agua puede realizarse en la entrada del compresor, el difusor precámaras o en la propia cámara de combustión. Pero este sistema solo se utiliza en determinadas circunstancias, como puede ser la necesidad de un empuje extra en el despegue, como es el caso del avión Boeing 747 durante un máximo de 2,5 minutos, ya que el consumo de agua es grande y se necesita de un depósito que lo contenga, añadiéndose un peso extra a la aeronave.

En cuanto a las bujías de encendido, el motor puede llevar una por cámara o un mínimo de dos para todas (por seguridad). La bujía no suele permanecer encendida, pues el flujo de la mezcla en combustión es constante.

Turbina

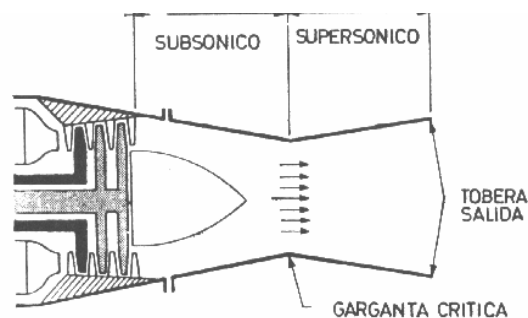
Una vez tenemos la combustión realizada, los gases resultantes pasan a la turbina. Esta transforma la tercera parte de la energía de los gases en energía mecánica para mover el compresor(a través del eje del motor) y la caja de accesorios. El resto de la energía que proporcionan los gases resultantes pasa a la tobera para obtener por el principio de acción-reacción el empuje. En los motores turbohélice y turbopropulsor la relación es diferente ya que consumen más energía de la turbina, por tener que suministrar el empuje a través de una hélice o un rotor de helicóptero.

Por las grandes presiones y temperaturas a que están expuestos los álabes de la turbina, los principales materiales utilizados son aceros inoxidables y superaleaciones de base níquel o cobalto(las partes que soportan más calor).



Tobera

La última etapa del motor de reacción es la tobera, a través de la cual se transforma la presión de los gases de salida en velocidad, al contrario de lo que se pretendía en el



Tobera convergente-divergente.

difusor de entrada. Hay dos tipos según la velocidad de los gases: la convergente o subsónica y la convergente-divergente o supersónica.



Photo taken by: USAF

Aviones de última generación como el caza F-22 Raptor tienen toberas vectoriales para dirigir el flujo de salida de gases y mejorar la maniobrabilidad.

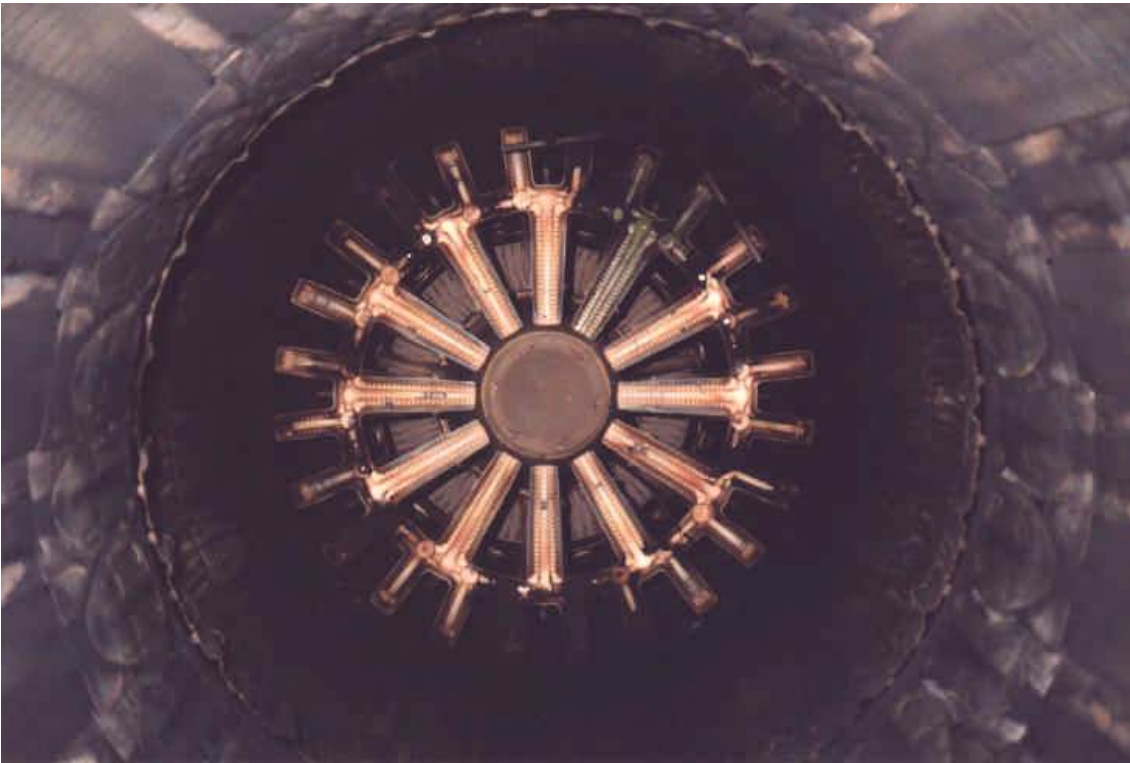
También hay toberas de posición variable que controlan la velocidad de salida de los gases y por tanto el empuje, mediante placas móviles o mediante un cono de posición variable. Otro tipo de toberas son las vectoriales, capaces de desviar el flujo de gases en distintas direcciones con objeto de mejorar la maniobrabilidad de la aeronave, por ello su uso se restringe al campo militar.



Motor turborreactor del F/A-18 Hornet. Base Aérea de Zaragoza. Foto propia
Donde se pueden apreciar las toberas y en el interior las cámaras de post-combustión.

Cámara de post-combustión

Se aprovecha el instante antes de la salida de gases al exterior para introducir una cámara denominada post-combustión para generar una potencia extra muy grande, pero con un consumo también grande. Lo que se hace es colocar un anillo de inyectores de combustible detrás de las turbinas que inyectan el carburante sobre los gases de la combustión en las cámaras, este es el por qué de que muchos aviones militares desprendan esas largas estelas de fuego, pues en situaciones normales no aparecen. El gasto de carburante es excesivo, por ello solo se aplica la etapa de post-combustión para realizar despegues más cortos o acelerar la aeronave en un corto tiempo. Solo se aplica en aeronaves militares. Únicamente existen dos aplicaciones civiles: en el Olympus 593 del Concorde y en el ruso Tupolev 144 (que no pasó del prototipo por el accidente mortal que sufrió en una exhibición).



Tobera de salida y cámara de post-combustión del caza ruso Mig-29 Fulcrum. *Foto propia*

Sistemas de combustible

El sistema de combustible debe ser capaz de entregar combustible en forma automática al motor en todos los regímenes de funcionamiento.

Un sistema básico, como se detalla a continuación, trabaja de la siguiente manera: desde los tanques el combustible es extraído por dos bombas (boost pumps) una eléctrica sumergida y otra del tipo centrífuga. Ambas líneas con sus respectivas válvulas de sentido se unen en una sola donde pasan por la válvula de corte (SHUTOFF) en la dry bay. A continuación pasa por el flujómetro que dará la indicación en cabina de la cantidad de combustible por unidad de tiempo (ej: Libras/hora). Luego aparece una bomba de baja presión mecánica y accionada por el motor que hará aumentar la presión a aproximadamente 44 PSI, siguiendo está el calentador de combustible que toma aire de la última etapa del compresor. Luego hay un filtro que nos testificará si hay hielo en el combustible. Siguiendo la línea aparece una bomba de alta presión para levantar a 900 PSI aproximadamente. A continuación el combustible entra a la FCU (que toma datos de la posición de los aceleradores, la posición de la llave de corte, RPM de N2, Pt2, Ps4, inyección de agua). De aquí sale el combustible dosificado en la medida justa y pasa por el radiador del aceite (para refrigerar el mismo), luego por la válvula de



presurización y dump para finalmente llegar al múltiple de combustible el cual se divide en flujo primario (se utiliza a bajos regímenes) y secundario (se utiliza en altos regímenes) que van a los inyectores de la cámara de combustión.

El Harrier dirige el flujo de gases de tal manera que puede elevarse verticalmente.

Sistemas de lubricación

El sistema de lubricación de la turbina de gas debe ser capaz de refrigerar las partes y lubricar los cojinetes.

Un sistema de presión de aceite conduce al mismo hasta los puntos donde es preciso, como son los cojinetes del compresor, turbina, eje de arrastre de la caja de accesorios, o los engranajes reductores de los turbohélices. Generalmente se utiliza un sistema

calibrado, es decir cada cojinete tiene un orificio calibrado que proporciona la cantidad de aceite adecuada para todos los regímenes de funcionamiento.

Un sistema básico de lubricación, donde se toma el aceite del depósito por medio de una bomba de presión del tipo de engranajes, se pasa el aceite a través de un filtro hasta las tuberías que lo conducen a los diferentes puntos del motor. El aceite de retorno se recupera o bien en cada cojinete o bien por puntos colectores por medio de bombas de recuperación del tipo de engranajes, previo paso por el refrigerador (en este caso refrigerado por combustible), para llegar hasta el depósito de almacenamiento en el cual se desgasifica a través de un desgasificador para separar la mayor cantidad posible de aire del aceite.

Sistema de cojinetes

Sistema de cojinetes básico para una turbina de gas axial doble.

Los cojinetes pueden ser a rodillos o bolillas.

Cojinete N° 1: delante del compresor de baja o fan.

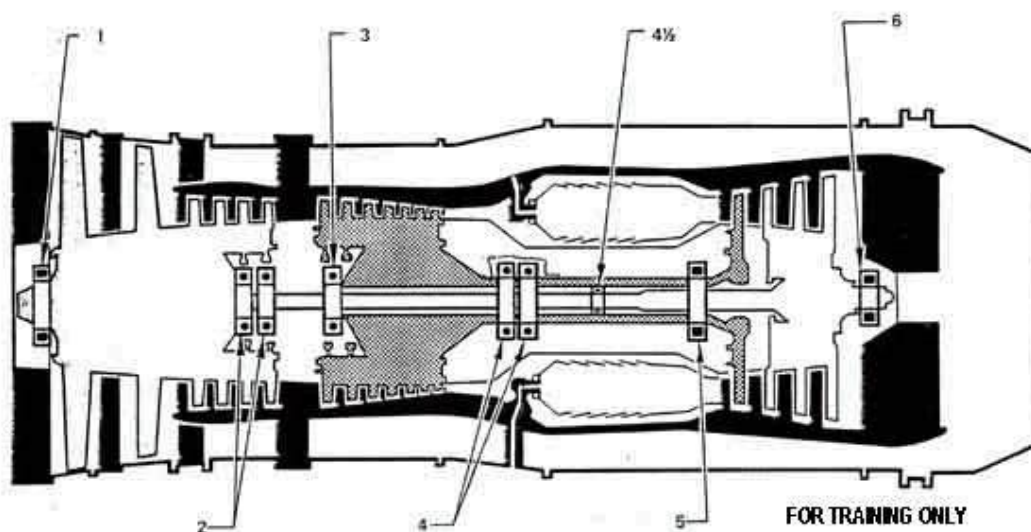
Cojinete N° 2: Posterior al compresor de baja.

Cojinete N° 3: Delante del compresor de alta.

Cojinete N° 4: Doble. Posterior al compresor de alta.

Cojinete N° 5: Delante de la turbina de alta.

Cojinete N° 6: posterior a la turbina de baja.



Motores de reacción

Aerorreactores de Compresión Dinámica

PARTES

La mayoría de los pulsorreactores suelen tener la misma estructura, y por lo tanto suelen tener también el mismo número de componentes. Estos son los más habituales:

- 1- Difusor
- 2- Cabeza
- 3- Margarita
- 4- Asiento de la margarita
- 5- Tobera

1- Difusor:

El difusor controla la cantidad que entra de combustible, y por lo tanto la mezcla de aire/combustible. También actúa como un atomizador de esta mezcla dentro de la cabeza del pulso. Puede tener entre dos y doce agujeros por los que sale el combustible. Estos agujeros estarán alrededor del difusor en un lugar preciso y con un diámetro especial que hará que la mezcla atomizada sea la correcta.

2- Cabeza:

La cabeza es simplemente un tubo con forma interior de venturi, que tiene una abertura frontal, y que se abre en unas 10 aberturas. Estas desembocan en la cámara de combustión y están cubierta por la margarita.

3- Margarita:

La margarita se suele hacer con chapa de acero templado de 0,10/0,15 mm. Es la pieza más importante del conjunto del motor. Su espesor se haya probando

diferentes espesores, aunque suelen funcionar los anteriormente citados. Si se compra un pulso comercial no debería haber problemas en conseguir margaritas nuevas, pero si el motor ya es antiguo, o es de fabricación propia, habrá que construir las.

4- Asiento de la margarita:

Va colocado justo por detrás de la margarita. Tiene una forma semi-curva y su misión es la de limitar el desplazamiento de la margarita cuando ésta se abre, evitando que ésta se rompa. Tiene una gran importancia en la frecuencia de la margarita.

5- La tobera:

Es un tubo ensanchado en uno de sus extremos para formar la cámara de combustión. Generalmente se suele instalar una bujía en la cámara de combustión, aunque hoy en día ya no se suele instalar. La longitud de la tobera se ha calculado generalmente por el método de prueba y error, para que sea resonante a la misma frecuencia que la margarita. Su longitud es crítica.

FUNCIONAMIENTO

Para poner en funcionamiento el motor se utiliza un generador de chispas que alimentan la bujía, y aire comprimido proveniente de un compresor o de una botella de aire comprimido. El combustible llega al difusor, succionado por el paso del aire comprimido. Este aire, al pasar por la cabeza, crea el llamado efecto Venturi, que lo que hace es succionar el combustible. La mezcla de aire-combustible al ir a gran velocidad, abre los pétalos de la margarita y se introduce en la cámara de combustión. Las chispas de la bujía hacen que esta mezcla arda provocando una fuerte explosión. Esta explosión aumenta mucho la presión interna de la cámara de combustión, y provoca el cierre inmediato de los pétalos de la margarita. Los gases se expanden y salen por el único sitio que pueden: por la tobera. Al salir todos los gases por la tobera, se crea en el interior de ésta y de la cámara de combustión, un vacío que hace que los pétalos de la margarita se abran de nuevo, entrando una nueva mezcla de aire-combustible, iniciándose de nuevo el proceso. Hay que destacar, que esta nueva mezcla combustible, no necesita la bujía para arder, sino que arderá gracias a los restos de combustible y a las altas temperaturas en el interior de la cámara de combustión. Este proceso se repite con una frecuencia de unas 230 veces por segundo, aunque esto dependerá del diseño del

motor. A mayor tamaño, menor frecuencia, y a menor tamaño, mayor frecuencia. Este ciclo es lo que provoca ese ruido tan característico de este tipo de motores, que no es continuo como en una turbina o cohete, sino que es una sucesión rapidísima de explosiones. Este es el ruido que a todos nosotros nos tiene tan fascinados. Cuando se produce el ciclo, puede estar abierto o cerrado el tubo, por lo que cambian sus propiedades acústicas, por eso es un ruido tan ensordecedor

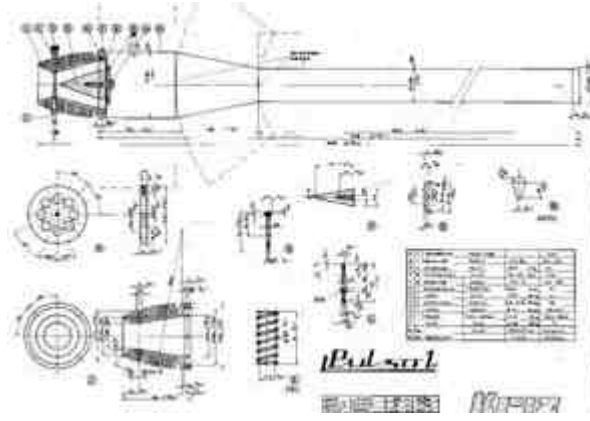
Una vez que el motor se encuentra en funcionamiento, se deja de suministrar aire comprimido, y se desconecta el generador de chispas, y el motor funcionará por sí mismo.

En los primeros segundos de funcionamiento, el motor alcanza unas temperaturas altísimas, por lo que si se van a hacer pruebas estáticas, su funcionamiento en continuo no deberá superar los 10 segundos, incluso menos a ser posible. Cuando está montado sobre un avión, el propio aire que circula alrededor del motor servirá para enfriarlo hasta un punto lo suficientemente bajo para no dañarlo.

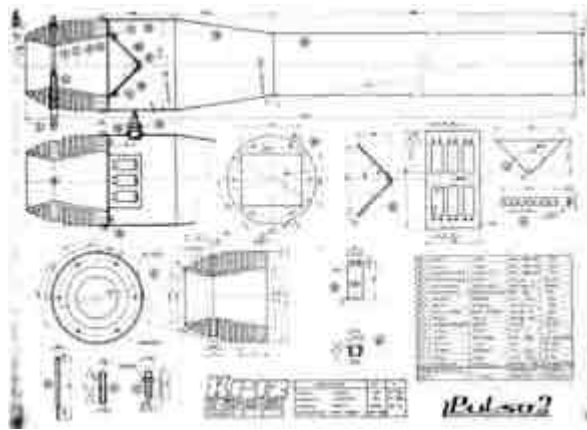
Para conseguir que estos motores funcionen, la cámara y la tobera tienen que ser resonantes en la misma frecuencia. La tobera forma una simple cámara acústica resonante. La frecuencia estará basada en la velocidad de la combustión y la velocidad local del sonido dentro de la tobera. La velocidad local del sonido dependerá de la temperatura de la columna de gas. Como estos datos son muy difíciles de averiguar y son prácticamente desconocidos, será muy difícil averiguar la frecuencia resonante. Por lo tanto, la longitud total de la tobera no se suele calcular matemáticamente, sino por el método de prueba/error.

El pulsorreactor más conocido es el que impulsaba el misil alemán V-1 utilizado hacia el final de la II Guerra Mundial, que funcionaba a un ritmo de unos 40 ciclos por segundo. El efecto pulsante también puede lograrse en un reactor sin válvulas, o reactor de ondas, en el que el ciclo depende de las ondas de presión que se mueven hacia delante y hacia atrás en un reactor de dimensiones apropiadas. Un pulsorreactor proporciona empuje a velocidad nula y puede arrancarse con el avión detenido, pero las velocidades de vuelo máximas alcanzan sólo unos 950 km/h. Su baja eficiencia, fuertes vibraciones y alto nivel de ruido limitan su empleo a vehículos no pilotados de bajo coste.

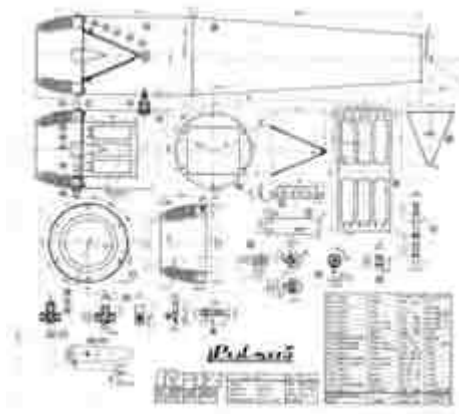
[Pulse 1](#)



Pulsa 2



Pulsa 3



Nova-2



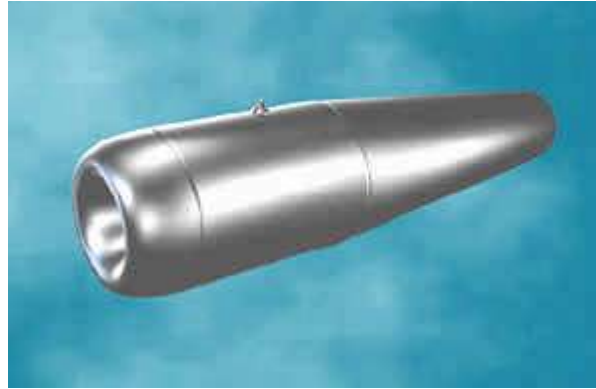
MiniJet



PV-5



PV-8



Kenny Gill Jet



P-80 Jet Stick, P-82, P-83, P-50



Los estatorreactores son los grandes desconocidos dentro del mundo de los motores a reacción.

El aire que se dirige hacia la entrada del reactor en un avión que vuela a gran velocidad resulta parcialmente comprimido por el llamado efecto de presión dinámica o efecto ariete. Si la velocidad del aire es lo bastante alta, esta compresión puede ser suficiente para hacer funcionar un reactor sin compresor ni turbina, el llamado estatorreactor. A veces se ha calificado al estatorreactor de 'tubería voladora', porque

está abierto en ambos extremos y sólo tiene toberas de combustible en la parte central. Sin embargo, una 'tubería recta' no funcionaría; un estatorreactor debe tener una sección de difusión de entrada con la forma apropiada para que el aire entre a baja velocidad y alta presión en la sección de combustión; su tobera de escape también debe tener la forma adecuada. Los estatorreactores pueden funcionar a partir de velocidades de unos 300 km/h, pero sólo resultan prácticos para aplicaciones militares a velocidades muy altas o supersónicas. Como el estatorreactor depende de la velocidad del aire entrante para su funcionamiento, un vehículo propulsado por este sistema debe ser acelerado primero por otros medios hasta alcanzar una velocidad suficientemente elevada.

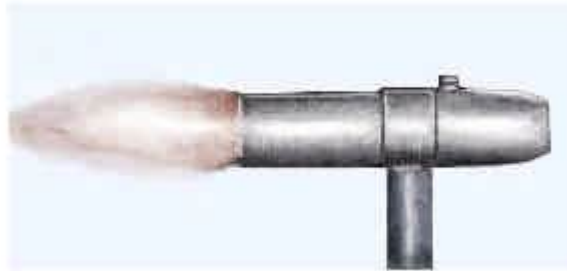
La principal característica de los estatorreactores, es que no tienen ninguna parte móvil, ni siquiera una margarita como es el caso de los pulsos. Funcionan comprimiendo el aire a grandes velocidades, inyectando combustible en ese aire, y quemando la mezcla. El gran problema en el funcionamiento es que necesitan unas grandes velocidades para ponerse en marcha, es decir, no pueden tener un funcionamiento estático como un pulso. Por lo demás, todo son ventajas. ya que aunque son grandes devoradores de combustible, pueden llegar a alcanzar grandísimas velocidades. Algunos de los aviones espías norteamericanos utilizan este tipo de motores. Los militares americanos son los que más han estudiado este tipo de propulsión,



1- Modelo Nkulka:

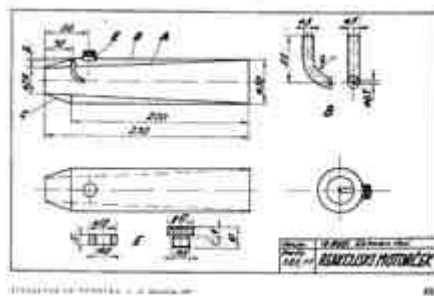
Este motor fue diseñado por Paul Nikulka en 1948 más o menos. Es el mismo diseño que aparece en la página de windspire, así que supongo que los de esta casa, habrán cogido este mismo artículo y lo han reeditado, porque, es exactamente el mismo,

salvo por el nombre del autor que no lo mencionan. Aquí tenéis el artículo original, y como no, de forma gratuita. El motor en concreto es más bien una antorcha.



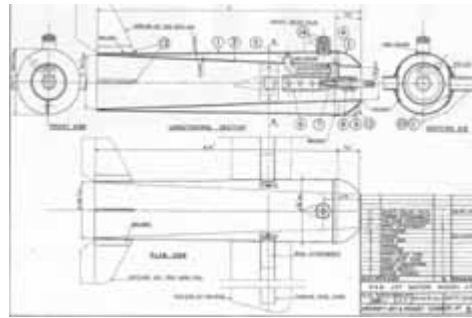
2-Modelo Ruso:

Este modelo fue diseñado allá por el año 1959. Su autor es desconocido, aunque su procedencia debe de ser del este de Europa, talvez de Rusia. El sistema es el mismo que en el modelo de Paul Nikulka, aunque algo más sencillo de línea.

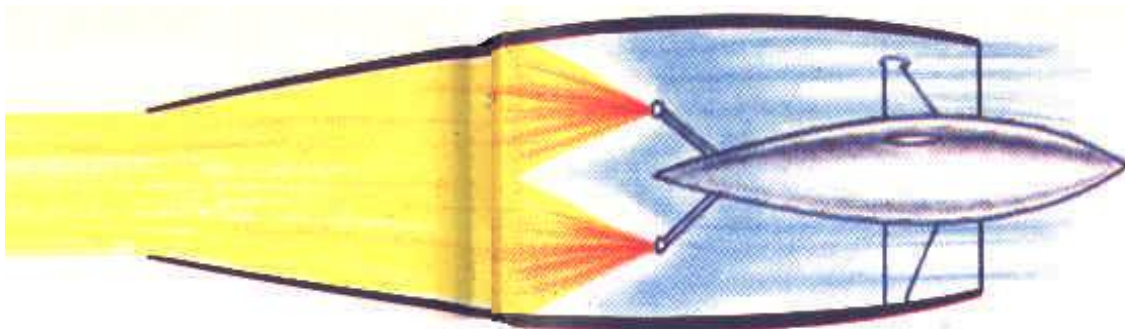
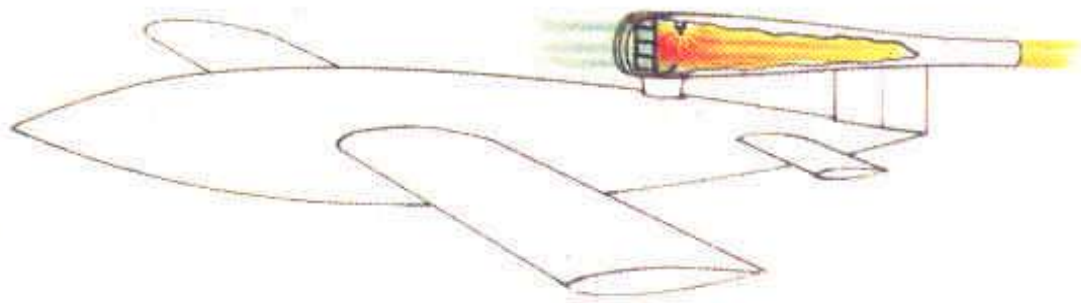


3-Modelo J.F.

Este es el modelos J.F. Su construcción puede ser un tanto complicada, pero se puede hacer. Según el plano, lleva incorporado unas alas, posiblemente para que pueda ser utilizado como avión de vuelo circular.



Las bombas volantes V-1 fueron utilizadas por los alemanes durante la Segunda Guerra Mundial. Las explosiones se obtenían debido a la mezcla del combustible con el aire, cada vez que éste penetraba por un dispositivo de «persiana». El motor era un pulsorreactor situado en su parte superior, como se aprecia en el diseño. Los gases, al salir por la tobera de eyección, impulsaban la bomba hacia adelante.



Este tipo de reactor, llamada statorreactor, es el más sencillo de todos. Cuando cruza a gran velocidad la atmósfera, el aire penetra en su interior con tal presión que no necesita mecanismo de compresión. Al no tener palas de turbina puede quemar su combustible a temperaturas mucho más altas que los demás «jets».

Aplicaciones y modelos



SNECMA (Francia)

- **ATAR 9K50**

Aplicaciones :**Dassault-Breguet "Mirage" F1**

Tipo :reactor de flujo axial

Etapas del compresor :9

Etapas de turbina :2

Max. potencia :49.2 Kn (70.6 Kn c/postquemador)

S.F.C. :1.06 (2.18 c/postquemador)

Indice de compresión :6.2

E.G.T. de la turbina :1270 K

Flujo de aire en el escape :72.0 kg/s

Largo :5.9 m

Diámetro :1.0 m

Peso seco :1582 kg

- **M53**

Aplicaciones :**Dassault-Breguet "Mirage" 2000**

Tipo :fan de flujo axial

Etapas del compresor :3+5

Etapas de turbina :2

Max. potencia :54.4 Kn (88.3 Kn c/postquemador)

S.F.C. :0.87 (2.09 c/postquemador)

Indice de compresión :9.3

Flujo de aire en el escape :86.0 kg/s

Largo :4.9 m

Diámetro :1.1 m

Peso seco :1450 kg

- **M88**

Aplicaciones :**motor demostrador**

Tipo :fan de flujo axial

Etapas del compresor :3+6

Etapas de turbina :1+1

Max. potencia :47.9 Kn (73.6 Kn c/postquemador)

S.F.C. :0.78 (1.89 c/postquemador)

Indice de compresión :24.0

Indice de bypass :0.5

E.G.T. de la turbina :1673 K

Largo :3.8 m

Diámetro :1.0 m

Peso seco :880 kg



ROLLS-ROYCE (Gran Bretaña)

- **Spey**

"Spey" RSp.2 Mk.101 - Hawker Siddeley

Aplicaciones :**"Buccaneer"**

"Spey" RSp.2 Mk.202 - McDonnell Douglas F-4N/F-

4M "Phanthom" II**"Spey" RSp.3 Mk.506-14W - British Aerospace BAC 111-200 "One Eleven"****"Spey" RSp.4 Mk.511-5 - Hawker Siddeley "Trident" 2****"Spey" RSp.4 Mk.512-5 - Hawker Siddeley "Trident" 2E/"Trident" 3B****"Spey" RSp.4 Mk.512-14 - British Aerospace BAC 111-500 "One Eleven"****"Spey" RSp.4 Mk.512-14DW - British Aerospace BAC 111-500 "One Eleven"****"Spey" RSp.5-1 Mk.250 - Hawker Siddeley "Nimrod"****"Spey" Mk.555 - Fokker F-28 "Fellowship"*****Especificaciones del "Spey" RSp.2 Mk.202***

Tipo :fan de flujo axial

Etapas del compresor :5+12

Etapas de turbina :2+2

Max. potencia :55.8 Kn (94.7 Kn c/postquemador)

S.F.C. :0.65 (2.0 c/postquemador)

Indice de compresión :20.2

Indice de bypass :0.7

Largo :5.2 m

Diámetro :0.8 m

Peso seco :1857 kg

- **Tyne**

"Tyne" RTy.12 Mk.101 - Short "Belfast", Canadair CL-44Aplicaciones :**"Tyne" RTy.20 Mk.21 - Breguet "Atlantic", Aerospatiale/MBB "Transall"****"Tyne" RTy.20 Mk.801 - Aeritalia G-222*****Especificaciones del "Tyne" RTy.12 Mk.101***

Tipo :turboprop de flujo axial

Etapas del compresor :6+9

Etapas de turbina :1+3

Max. potencia :5505 hp

S.F.C. :0.45

Indice de compresión :13.5

Largo :2.8 m

Diámetro :1.1 m

Peso seco :1007 kg

**ROLLS-ROYCE/ALLISON (Gran Bretaña/USA)**

- **Spey**

Aplicaciones :**"Spey" RB.168-62 - Vought A-7D "Corsair" 2**

"Spey" RB.168-66 - Vought A-7E/A-7H "Corsair" 2**Especificaciones del "Spey" RB.168-62**

Tipo :fan de flujo axial
 Etapas del compresor :3+2+11
 Etapas de turbina :2+2
 Max. potencia :64.4 Kn
 S.F.C. :0.65
 Indice de compresión :21.0
 Largo :2.9 m
 Diámetro :1.0 m
 Peso seco :1440 kg

Especificaciones del "Spey" RB.168-66

Tipo :fan de flujo axial
 Etapas del compresor :3+2+11
 Etapas de turbina :2+2
 Max. potencia :68.9 Kn
 S.F.C. :0.66
 Indice de compresión :21.7
 Largo :2.9 m
 Diámetro :1.0 m
 Peso seco :1368 kg

**ROLLS-ROYCE/SNECMA (Gran Bretaña/Francia)**

- **Olympus**

Aplicaciones :**"Olympus" 593 - British Aerospace/SNIAS**
"Concorde"

Tipo :reactor de flujo axial
 Etapas del compresor :7+7
 Etapas de turbina :1+1
 Max. potencia :172.4 Kn c/postquemador
 Indice de compresión :15.5
 Largo :3.8 m
 Diámetro :1.2 m
 Peso seco :3075 kg

**ROLLS-ROYCE/TURBOMECA (Gran Bretaña/Francia)**

- **Adour**

Aplicaciones :**"Adour" Mk.102 - SEPECAT "Jaguar"**
"Adour" Mk.104 - SEPECAT "Jaguar"
"Adour" Mk.151 - British Aerospace HS-1182
"Hawk"
"Adour" Mk.804 - SEPECAT "Jaguar"
"Adour" Mk.811 - SEPECAT "Jaguar"
"Adour" Mk.861 - British Aerospace HS-1182
"Hawk"

Especificaciones del "Adour" Mk.102

Tipo :fan de flujo axial
 Etapas del compresor :2+5
 Etapas de turbina :1+1
 Max. potencia :32.5 Kn c/postquemador
 S.F.C. :0.77
 Índice de compresión :11.0
 Largo :3.0 m
 Diámetro :0.6 m
 Peso seco :741 kg

Especificaciones del "Adour" Mk.104

Tipo :fan de flujo axial
 Etapas del compresor :2+5
 Etapas de turbina :1+1
 Max. potencia :23.2 kn (35.1 Kn c/postquemador)
 S.F.C. :0.79
 Índice de compresión :11.0
 Índice de bypass :0.8
 E.G.T. de la turbina :1375 K
 Largo :3.0 m
 Diámetro :0.6 m
 Peso seco :741 kg

Especificaciones del "Adour" Mk.151

Tipo :fan de flujo axial
 Etapas del compresor :2+5
 Etapas de turbina :1+1
 Max. potencia :23.2 kn
 S.F.C. :0.76
 Índice de compresión :11.0
 Largo :1.9 m
 Diámetro :0.6 m
 Peso seco :568 kg

Especificaciones del "Adour" Mk.804

Tipo :fan de flujo axial
 Etapas del compresor :2+5
 Etapas de turbina :1+1
 Max. potencia :35.7 Kn c/postquemador
 S.F.C. :0.79
 Índice de compresión :11.0
 Largo :3.0 m
 Diámetro :0.6 m
 Peso seco :715 kg

Especificaciones del "Adour" Mk.811

Tipo :fan de flujo axial
 Etapas del compresor :2+5
 Etapas de turbina :1+1
 Max. potencia :37.3 Kn c/postquemador
 Indice de compresión :11.3
 Largo :3.0 m
 Diámetro :0.6 m
 Peso seco :780 kg

Especificaciones del "Adour" Mk.861

Tipo :fan de flujo axial
 Etapas del compresor :2+5
 Etapas de turbina :1+1
 Max. potencia :25.3 Kn
 S.F.C. :0.76
 Indice de compresión :11.0
 Largo :1.9 m
 Diámetro :0.6 m
 Peso seco :581 kg

- **RRT 332**

Especificaciones del RRT 332-01

Tipo :turboeje de flujo axial - centrífugo
 Etapas del compresor :3+1
 Etapas de turbina :2+2
 Max. potencia :2100 hp
 S.F.C. :0.44
 Indice de compresión :14.7
 Largo :1.2 m
 Diámetro :0.6 m
 Peso seco :233 kg

**TURBOMECA/SNECMA/MTU/KHD (Francia/Alemania)**

- **Larzac**

"Larzac" 04 C6 - Dassault-Breguet/Dornier "Alpha Jet"
 Aplicaciones : "Larzac" 04 C20 - Dassault-Breguet/Dornier "Alpha Jet"

Especificaciones del "larzac" 04 C6

Tipo :fan de flujo axial
 Etapas del compresor :2+4
 Etapas de turbina :1+1
 Max. potencia :13.2 Kn

S.F.C. :0.71
 Índice de compresión :10.7
 Largo :1.2 m
 Diámetro :0.6 m
 Peso seco :290 kg

Especificaciones del "larzac" 04 C20

Tipo :fan de flujo axial
 Etapas del compresor :2+4
 Etapas de turbina :1+1
 Max. potencia :14.1 Kn
 S.F.C. :0.74
 Índice de compresión :11.1
 Largo :1.2 m
 Diámetro :0.6 m
 Peso seco :290 kg



TURBO-UNION (Alemania/Gran Bretaña/Italia)

- **RB.199**

Aplicaciones :**RB.199-34R - Panavia MRCA "Tornado"**
 Tipo :fan de flujo axial
 Etapas del compresor :3+3+6
 Etapas de turbina :1+1+2
 Max. potencia :35.0 Kn (75.5 Kn c/postquemador)
 Índice de compresión :23.0
 Índice de bypass :1.0
 E.G.T. de la turbina :1600 K
 Flujo de aire en el escape :70.0 kg/s
 Largo :3.2 m
 Diámetro :0.9 m
 Peso seco :900 kg



VOLVO (Suecia)

- **RM8B**

Aplicaciones :RM8B - SAAB JA37 "Viggen"
 Tipo :fan de flujo axial
 Etapas del compresor :3+3+7
 Etapas de turbina :1+3
 Max. potencia :73.5 Kn (127.5 Kn c/postquemador)
 S.F.C. :0.64 (2.52 c/postquemador)
 Índice de compresión :16.5
 Índice de bypass :1.0
 Flujo de aire en el escape :145.0 kg/s
 Largo :6.2 m
 Diámetro :1.4 m
 Peso seco :2350 kg



PRATT & WHITNEY (USA)

- **TF30-P**

TF30-P-3 - General Dynamics F-111AIF-111CIF-111EIF-111KIEF-111A

TF30-P-7 - General Dynamics FB-111A

Aplicaciones : **TF30-P-9 - General Dynamics F-111D**

TF30-P-100 - General Dynamics F-111F

TF30-P-408 - Vought A-7B/A-7C/TA-7C "Corsair" II

TF30-P-414 - Grumman F-14A "Tomcat"

Especificaciones del TF30-P-414

Tipo :fan de flujo axial

Etapas del compresor :3+13

Etapas de turbina :1+3

Max. potencia :54.9 Kn (93.0 Kn c/postquemador)

S.F.C. :2.78 c/postquemador

Indice de compresión :19.8

Indice de bypass :0.9

E.G.T. de la turbina :1533 K

Flujo de aire en el escape :118.0 kg/s

Largo :5.9 m

Diámetro :1.3 m

Peso seco :1807 kg

- **F100-PW**

F100-PW-100 - McDonnell Douglas F-15 "Eagle"

F100-PW-200 - General Dynamics F-16 "Fighting Falcon"

Aplicaciones : **F100-PW-220 - McDonnell Douglas F-15C/F-15D "Eagle",**

General Dynamics F-16C/F- 16D

"Fighting Falcon"

Especificaciones del F100-PW-200

Tipo :fan de flujo axial

Etapas del compresor :3+10

Etapas de turbina :2+2

Max. potencia :66.7 Kn (111.2 Kn c/postquemador)

S.F.C. :0.69 (2.60 c/postquemador)

Indice de compresión :25.0

Indice de bypass :0.7

E.G.T. de la turbina :1672 K

Largo :4.9 m

Diámetro :1.2 m

Peso seco :1370 kg

CFM INTERNATIONAL (USA/Francia)

- **CFM56**

Aplicaciones : **CFM56-2A2 - Boeing E-3 "Sentry", Grumman A-6 "Intruder"**

CFM56-5A1 - Airbus A320
CFM56-2B1 - Boeing KC-135R "Startotanker"
CFM56-3B1 - Boeing 737-300/-500
CFM56-3B2 - Boeing 737-300/-400
CFM56-2C1 - McDonnell Douglas DC-8-71/DC-8-72/DC-8-73
CFM56-2C2 - Hawker Siddeley "Trident"

Especificaciones del CFM56-2A2

Tipo :fan de flujo axial
 Etapas del compresor :1+3+9
 Etapas de turbina :1+4
 Max. potencia :106.7 Kn
 S.F.C. :0.38
 Indice de compresión :25.4
 Largo :2.4 m
 Diámetro :1.8 m
 Peso seco :2092 kg

Especificaciones del CFM56-5A1

Tipo :fan de flujo axial
 Etapas del compresor :1+3+9
 Etapas de turbina :1+4
 Max. potencia :111.1 Kn
 S.F.C. :0.33
 Indice de compresión :25.5
 Largo :2.4 m
 Diámetro :1.8 m
 Peso seco :2147 kg

Especificaciones del CFM56-2B1

Tipo :fan de flujo axial
 Etapas del compresor :1+3+9
 Etapas de turbina :1+4
 Max. potencia :97.8 Kn
 S.F.C. :0.36
 Indice de compresión :23.7
 Largo :2.4 m
 Diámetro :1.8 m
 Peso seco :2092 kg

Especificaciones del CFM56-3B1

Tipo :fan de flujo axial
 Etapas del compresor :1+3+9
 Etapas de turbina :1+4
 Max. potencia :88.9 Kn
 S.F.C. :0.38
 Indice de compresión :22.6

Largo :2.4 m
 Diámetro :1.6 m
 Peso seco :1940 kg

Especificaciones del CFM56-3B2

Tipo :fan de flujo axial
 Etapas del compresor :1+3+9
 Etapas de turbina :1+4
 Max. potencia :97.8 Kn
 S.F.C. :0.38
 Índice de compresión :24.3
 Largo :2.4 m
 Diámetro :1.6 m
 Peso seco :2092 kg

Especificaciones del CFM56-2C1

Tipo :fan de flujo axial
 Etapas del compresor :1+3+9
 Etapas de turbina :1+4
 Max. potencia :97.8 Kn
 S.F.C. :0.35
 Índice de compresión :24.7
 Largo :2.4 m
 Diámetro :1.6 m
 Peso seco :2102 kg

Especificaciones del CFM56-2C2

Tipo :fan de flujo axial
 Etapas del compresor :1+3+9
 Etapas de turbina :1+4
 Max. potencia :106.7 Kn
 S.F.C. :0.36
 Índice de compresión :26.5
 Largo :2.4 m
 Diámetro :1.6 m
 Peso seco :2102 kg



GENERAL ELECTRIC (USA)

- CF6

CF6-45A2 - Boeing 747
CF6-6D1A - McDonnell Douglas DC-10-10
CF6-6K McDonnell Douglas DC-10-10
CF6-50C McDonnell Douglas DC-10-30, Airbus A300B
CF6-50E Boeing 747~200
 Aplicaciones : **CF6-50E2 - Boeing 747-200, Boeing E-4**
CF6-50E2F - Boeing 747SP
CF6-80A - Boeing 767
CF6-80A3 - Airbus A310
CF6-80CAI ~ Airbus A300-600
CF6-80CA2 - Airbus A310-300
CF6-80CBI - Boeing 747
CF6-80CB2 - Boeing 767

Especificaciones del CF6-6D1A

Tipo :fan de flujo axial
 Etapas del compresor :2+16
 Etapas de turbina :2+5
 Max. potencia :184.5 Kn
 S.F.C. :0.35
 Índice de compresión :25.2
 Largo :4.8 m
 Diámetro :2.7 m
 Peso seco :3582 kg

Especificaciones del CF6-50E

Tipo :fan de flujo axial
 Etapas del compresor :4+14
 Etapas de turbina :2+4
 Max. potencia :233.4 Kn
 S.F.C. :0.38
 Índice de compresión :30.1
 Largo :4.6 m
 Diámetro :2.7 m
 Peso seco :3850 kg

Especificaciones del CF6-80CBI

Tipo :fan de flujo axial
 Etapas del compresor :5+14
 Etapas de turbina :2+5
 Max. potencia :252.0 Kn
 S.F.C. :0.32
 Índice de compresión :29.3
 Largo :4.3 m
 Diámetro :2.7 m
 Peso seco :4058 kg

-
- **CF34**

Aplicaciones : **CF34-1A - Canadair CL-601**

Especificaciones del CF34-1A

Tipo :fan de flujo axial
 Etapas del compresor :1+14
 Etapas de turbina :2+4
 Max. potencia :40.6 Kn
 S.F.C. :0.37
 Indice de compresión :21.0
 Largo :2.6 m
 Diámetro :1.2 m
 Peso seco :737 kg

• **CF700**

Aplicaciones : **CF700-2D-2 - Dassault "Falcon" DIE
 Rockwell International "Sabreliner" 75A**

Especificaciones del CF700-2D-2

Tipo :fan de flujo axial
 Etapas del compresor :1+8
 Etapas de turbina :2+1
 Max. potencia :20.0 Kn
 S.F.C. :0.65
 Indice de compresión :6.8
 Largo :1.4 m
 Diámetro :0.9 m
 Peso seco :334 kg

• **CJ610**

Aplicaciones : **CJ610-8A - Gates "Learjet" 24/25/28/29**

Especificaciones del CJ610-8A

Tipo :reactor de flujo axial
 Etapas del compresor :8
 Etapas de turbina :2
 Max. potencia :13.1 Kn
 S.F.C. :0.97
 Indice de compresión :6.6
 Largo :1.2 m
 Diámetro :0.4 m
 Peso seco :186 kg

• **CT7**

**CT7-2A - Bell 214ST
 CT7-2B - Westland 30-200**
 Aplicaciones : **CT7-2C - Sikorsky S-70C
 CT7-5AI - SAAB 340
 CT7-7A - CASA CN235**

Especificaciones del CT7-2A

Tipo :turboeje
 Etapas del compresor :5 axial + 1 centrífugo
 Etapas de turbina :2+2
 Max. potencia :1725 hp
 S.F.C. :0.48
 Índice de compresión :17.0
 Largo :1.2 m
 Diámetro :0.6 m
 Peso seco :196 kg

Especificaciones del CT7-7A

Tipo :turboprop
 Etapas del compresor :5 axial + 1 centrífugo
 Etapas de turbina :2+2
 Max. potencia :1700 hp
 S.F.C. :0.47
 Índice de compresión :18.0
 Largo :2.4 m
 Diámetro :0.7 m
 Peso seco :350 kg

• **CT58**

Aplicaciones : **CT58-140 - Boeing-Vertol 107, Sikorsky S-61,
Sikorsky S-62**

Especificaciones del CT58-140

Tipo :turboeje
 Etapas del compresor :10
 Etapas de turbina :2+1
 Max. potencia :1500 hp
 S.F.C. :0.61
 Índice de compresión :8.4
 Largo :1.5 m
 Diámetro :0.5 m
 Peso seco :154 kg

• **CT64**

Aplicaciones : **CT64-820-4 - de Havilland Canada DHC-5D
"Buffalo"**

Especificaciones del CT64-820-4

Tipo :turboprop
 Etapas del compresor :14
 Etapas de turbina :2+2
 Max. potencia :3133 hp
 S.F.C. :0.49

Indice de compresión :12.5
 Largo :2.8 m
 Diámetro :0.5 m
 Peso seco :520 kg

- **F101-GE**

Aplicaciones :**F101-GE-102 - Rockwell International B-IB "Lancer"**

Especificaciones del F101-GE-102

Tipo :fan de flujo axial
 Etapas del compresor :2+9
 Etapas de turbina :1+2
 Max. potencia :75.6 Kn (133.5 c/postquemador)
 Indice de compresión :25.0
 Indice de bypass :2.0
 E.G.T. de la turbina :1650 K
 Flujo de aire en el escape :159.0 kg/s
 Largo :4.1 m
 Diámetro :1.4 m
 Peso seco :1814 kg

- **F110**

Aplicaciones : **F110 - Grumman F-14 "Tomcat",
 McDonnell Douglas F-15 "Eagle",
 General Dynamics F-16 "Fighting Falcon"**

Tipo :fan de flujo axial
 Etapas del compresor :3+9
 Etapas de turbina :1+2
 Max. potencia :120.0 kN c/postquemador
 Largo :4.7 m
 Diámetro :1.2 m

- **F404-GE**

Aplicaciones : **F404~GE-100 - Northrop F-20 "Tigershark"
 F404-GE-400 - McDonnell Douglas F/A-18 "Hornet",
 Grumman X-29A
 F404/RM12 - SAAB JAS39 "Gripen"**

Especificaciones del F404-GE-402

Tipo :fan de flujo axial
 Etapas del compresor :3 fan, 7 centrífugas
 Etapas de turbina :1+1
 Max. potencia :47.2 Kn (71.2 c/postquemador)
 S.F.C. :1.85 c/postquemador
 Indice de compresión :25.0
 Indice de bypass :0.34
 Flujo de aire en el escape :63.5 kg/s
 Largo :4.0 m
 Diámetro :0.9 m

Peso seco :908 kg

- **J79-GE**

**J79-GE-8 - M. Douglas F-4B/RF-4B/F-4N
"Phantom" II**
**J79-GE-10 - M. Douglas F-4E/F-4G/F-4J/F-4S
"Phantom" II**
 Aplicaciones : **J79-GE-15 - M. Douglas F-4C/RF-4C/F-4D
"Phantom" II**
**J79-GE-119 - General Dynamics F-16 "Fighting
Falcon"**

Especificaciones del J79-GE-119

Tipo :reactor de flujo axial
 Etapas del compresor :17
 Etapas de turbina :33
 Max. potencia :52.5 Kn (83.3 c/postquemador)
 S.F.C. :0.86 (1.98 c/postquemador)
 Indice de compresión :13.5
 E.G.T. de la turbina :1260 K
 Flujo de aire en el escape :77.0 kg/s
 Largo :5.3 m
 Diámetro :0.9 m
 Peso seco :1745 kg

- **J85-GE**

**J85-GE-4B - Rockwell International T-2C/T-2D/T-2E
"Buckeye"**
J85-GE-5J - Northrop T-38A "Talon"
J85-GE-13D - Northrop F-5A/F-5B "Tiger", Fiat G-
 Aplicaciones :**91Y**
J85-GE-15 - Canadair CF-5/NF-5 "Tiger"
**J85-GE-17 - Cessna A-37A/A-37B "Dragonflyll, SAAB
105XT**
J85-GE-21 - Northrop F-5E "Freedom Fighter"

Especificaciones del J85-GE-21

Tipo :reactor de flujo axial
 Etapas del compresor :9
 Etapas de turbina :2
 Max. potencia :15.6 Kn (22.0 c/postquemador)
 S.F.C. :1.02 (2.13 c/postquemador)
 Indice de compresión :8.3
 E.G.T. de la turbina :1250 K
 Flujo de aire en el escape :23.8 kg/s
 Largo :2.9 m
 Diámetro :0.5 m
 Peso seco :305 kg

- **T58-GE**

**T58-GE-51100 - Sikorsky HH-3E "Jolly Green Giant"
Sikorsky S-61A "Sea King"**

Aplicaciones : **T58-GE-8F - Boeing-Vertol CH-46A "Sea Knight"
Sikorsky SH-3G "Sea King"**

**T58-GE-10 - Boeing-Vertol CH-46D "Sea Knight"
Sikorsky SH-3D "Sea King"**

T58-GE-16 - Boeing-Vertol CH-46E "Sea Knight"

Especificaciones del T58-GE-16

Tipo :turboeje
Etapas del compresor :10
Etapas de turbina :2+2
Max. potencia :1870 hp
S.F.C. :0.53
Indice de compresión :8.6
Largo :1.6 m
Diámetro :0.6 m
Peso seco :200 kg

- **T64-GE**

T64/P4D - Aeritalia G.222

T64-GE-7A - Sikorsky CH-53C "Sea Stallion"

Aplicaciones : **T64-GE-413A - Sikorsky CH-53D/HH-53D "Sea
Stallion"**

**T64-GE-415 - Sikorsky CH-53E/RH-53E "Sea
Stallion"**

T64-GE-418 - Sikorsky MH-53E "Pave Low"

Especificaciones del T64/P4D

Tipo :turboeje
Etapas del compresor :14
Etapas de turbina :2+2
Max. potencia :3400 hp
S.F.C. :0.49
Indice de compresión :12.5
Largo :2.8 m
Diámetro :0.5 m
Peso seco :539 kg

Especificaciones del T64-GE-418

Tipo :turboeje
Etapas del compresor :14
Etapas de turbina :2+2
Max. potencia :5115 hp
S.F.C. :0.43
Indice de compresión :16.0
Largo :2.0 m

Diámetro :0.5 m
Peso seco :367 kg

- **T700-GE**

T700-GE-401 - Sikorsky HH-60D/SH-60B "Black Hawk"

Bell AH-1T "Cobra"

Aplicaciones : **T700-GE-700 - Sikorsky UH-60A "Black Hawk"**
T700-GE-701 - Hughes AH-64A "Apache"
T700-GE-701A - Sikorsky S-70A

Especificaciones del T700-GE-701

Tipo :turboeje
Etapas del compresor :5 axial 1 centrífuga
Etapas de turbina :2+2
Max. potencia :1694 hp
S.F.C. :0.46
Largo :1.2 m
Diámetro :0.6 m
Peso seco :198 kg

- **TF34-GE**

TF34-GE-100 - Fairchild Republic A-10

Aplicaciones : **"Thunderbolt" II**

TF34-GE-400A - Lockheed S-3A "Viking"

Especificaciones del TF34-GE-100

Tipo :fan de flujo axial
Etapas del compresor :1 fan , 14 centrífugas
Etapas de turbina :2+4
Max. potencia :40.3 Kn
S.F.C. :0.37
Indice de compresión :21.0
Largo :2.5 m
Diámetro :1.2 m
Peso seco :653 kg

Especificaciones del TF34-GE-400A

Tipo :fan de flujo axial
Etapas del compresor :1 fan , 14 centrífugas
Etapas de turbina :2+4
Max. potencia :41.2 Kn
S.F.C. :0.36
Indice de compresión :21.0
Largo :2.5 m
Diámetro :1.3 m
Peso seco :670 kg

• **TF39**

Aplicaciones :**TF39 - Lockheed C-5 "Galaxy"**

Tipo :fan de flujo axial

Etapas del compresor :16

Etapas de turbina :2+6

Max. potencia :191.1 Kn

S.F.C. :0.32

Indice de compresión :22.0

Largo :5.2 m

Diámetro :2.4 m




Peso seco :3583 kg

General Electric Aircraft Engines



GE Aircraft Engines


CF6		Modelos	CF6-80E1	CF6-80C2	CF6-80A	CF6-50	CF6-60	
		Potencia	67,500	52,500 a 61,500	48,000 - 50,000	46,500-54,000	40,500-41,500	
		Usuarios	A330	A300-600/-600R A310-200ad/-300 B747-200/-300/-400 B767-200ER/-300 B767-300ER MD11	A310-200 B767-200	A300 B747-200 B747-300 DC10-15 DC10-30	DC10-10	
GE90		Potencia (libras)				76,000 a 92,000		
		Usuarios				B777		

CF34		Modelos	CF34-1A/-3A/-A1/-3B/-3B1	CF34-8C1
		Potencia (libras)	9,140 a 9,220	14,000
		Longitud	103 "	128.5 "
		Usuarios	Challenger 601 Challenger 604 Candair RJ200	Candair RJ70
CF700		Usuarios	Sabre 75 Falcon's	
CJ610		Usuarios	Learjets Rockwell Westwind Rockwell Aero Commander	
CT7		Modelos	CT7-5A/-7A/-9B/-9C/-9D	
		Potencia (SHP)	1,735 a 1,940	
		Longitud	96 "	


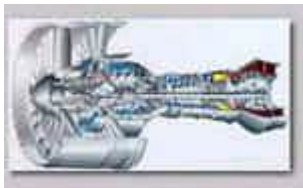

		Usuarios	Saab340 Casa CN235 LET L610G Sukhoi S-80
--	--	-----------------	---




Pratt & Whitney






PW2000		Modelos	PW2037 PW2040 PW2043
		Diametro del Fan	78.5 "
		Longitud	141.4 "
		Potencia (libras)	38,400-43,734
		Bypass	6
		Relacion de compresion total	27.6 - 31.2
		Relacion de compresion del Fan	1.63
		Usuarios	B757 IL-96
PW4000 (112 ")		Modelos	PW4084 PW4090 PW4098
		Diametro del Fan	112 "
		Longitud	191.7 "
		Potencia (libras)	86,760-98,000
		Bypass	5.8 - 6.4
		Relacion de compresion total	34.2 - 42.8

		Relacion de compresion del Fan	1.70 - 1.80
		Usuarios	B777-200/-300
PW4000 (100 ")		Modelos	PW4164 PW4168
		Diametro del Fan	100 "
		Longitud	163,1 "
		Potencia (libras)	68,000
		Bypass	5
		Relacion de compresion total	32
		Relacion de compresion del Fan	1.75
		Usuarios	A330-300 A330-200
PW4000 (94 ")		Modelos	PW4052 PW4056 PW4060 PW4062 PW4152 PW4156 PW4158 PW4460 PW4462
		Diametro del Fan	94 "
		Longitud	132.7 "
		Potencia (libras)	52,000-62,000
		Bypass	4.8 - 5
		Relacion de compresion total	27.5 - 32.3
		Relacion de compresion del Fan	1.65 - 1.80


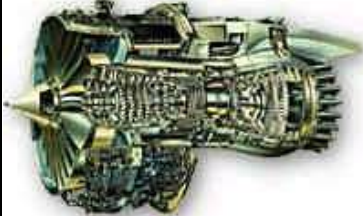
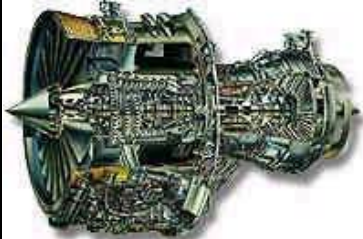

		Usuarios	B747-400 B767-200/-300 MD-11 A300-600 A310-300	
PW6000		Modelos	PW6122 PW6124	
		Diametro del Fan	56.5 "	
		Longitud	108 "	
		Potencia (libras)	16,000-24,000 libras	
		Bypass	4.9	
		Relacion de compresion total	26.6 - 28.7	
		Peso	4,950 libras	
		Usuarios	A318	
PW8000		Diametro del Fan	76 "	
		Longitud	124 "	
		Potencia (libras)	25,000-35,000	
		Bypass	11	
		Usuarios	No seleccionados aun	
JT8D		Modelos	JT8D-7/-7A/-9/-9A/ -15/-15A/-17/-17A	JT8D-217/219
		Diametro del Fan	40.5 "	54 "



		Longitud	123.5 "	168.6 "
		Potencia (libras)	14,000-16,000	21,000
		Bypass	1.02 -1.07	1.74
		Relacion de compresion total	15.4 -16.9	18.2 -19.4
		Relacion de compresion del Fan	1.93-2.09	1.91
		Usuarios	B727 B737-100/-200 DC-9	B727 B737-100/-200 DC-9 MD-80 Super 27 Re-engining program
JT9D		Modelos	JT9D-7 JT9D-7Q JT9D-7R4	
		Diametro del Fan	93,4 "	
		Longitud	132,7 "	
		Potencia (libras)	48,000-56,000	
		Bypass	4.8	
		Relacion de compresion total	26.7	
		Relacion de compresion del Fan	1.67	
		Usuarios	B747 B767 A300 A310 DC-10	



AE2100		Potencia (SHP)	3,600 - 4,600	
		Usuarios	Saab 2000 IPTN N-250 Lockheed C130J Lockheed L100F	
AE3007		Modelos	AE3007 AE3007H	
		Potencia (libras)	6,500 a 8,400	
		Bypass	5	
		Usuarios	Embraer EMB-145 Cessna Citation X Global Hawk	
BR710		Potencia (libras)	14,000 a 17,000	
		Diametro del Fan	48 "	
		Usuarios	Gulfstream GV Bombardier Global Express	
BR715		Potencia (libras)	18,500 a 23,000	
		Diametro del Fan	58 "	
		Usuarios	B717-200	
FJ44		Williams-Rolls Inc.		
		Longitud	40.2 "	
		Potencia (libras)	1,900 a 2,300	
		Bypass	3.28	
		Relacion de compresion total	12.8	

		Usuarios	CitationJet Raytheon Premier 1 Sino-Swearingen SJ30 family Saab SK-60 DarkStar
Trent 500		Diametro del Fan	97.5 "
		Potencia (libras)	53,000 a 62,000
		Bypass	8.5
		Relacion de compresion total	44
		Usuarios	A340-600 A340-500
Trent 600		Diametro del Fan	102.2 "
		Potencia (libras)	68,000 a 72,000
		Usuarios	B747X B767-400ER
Trent 700		Diametro del Fan	97.4 "
		Potencia (libras)	68,000 a 75,000
		Bypass	5
		Relacion de compresion total	35.5
		Usuarios	A330-200 A330-300
Trent 800		Diametro del Fan	110 "
		Potencia (libras)	75,000 a 95,000
		Bypass	5,8
		Relacion de compresion total	41
		Usuarios	B777-200/200ER B777-300

Trent 900		Diametro del Fan	110 "
		Potencia (libras)	69,000 a 84,000
		Bypass	7.1
		Relacion de compresion total	41
		Usuarios	A380
RB211-524G/H		Diametro del Fan	86.3 "
		Potencia (libras)	58,000 a 60,600
		Bypass	4.1
		Relacion de compresion total	34.5
		Usuarios	B747-400 B767-300
RB211-535		Diametro del Fan	74.1 "
		Potencia (libras)	40,100 a 43,100
		Bypass	4.3
		Relacion de compresion total	25.8
		Usuarios	B757 TU-204
Tay 611		Diametro del Fan	44.0 "
		Potencia (libras)	13,850
		Bypass	3.04
		Relacion de compresion total	15.8
		Usuarios	Gulfstream IV Gulfstream IV-SP

Tay 620/650		Modelo		620	650
		Diametro del Fan		44.0 "	44.8 "
		Potencia (libras)		13,850	15,100
		Bypass		3.04	3.06
		Rel. compresion total		15.8	16.2
		Usuarios		Fokker 70	Fokker 100
Tay 651		Diametro del Fan	44.8 "		
		Potencia (libras)	15,400		
		Bypass	3.07		
		Relacion de compresion total	16.6		
		Usuarios	B727-100RE		

Medio ambiente y sociedad

Contaminación ambiental: La combustión de combustibles fósiles produce unas partículas sólidas no quemadas llamadas cenizas. Aunque el petróleo y el gas natural generan menos cenizas que el carbón, la contaminación del aire producida por las cenizas del combustible de los automóviles puede ser un problema en ciudades en las que se concentra un gran número de vehículos de gasolina y diesel, o en aviones que vuelan a gran altura. Por ello los vehículos, sus motores y los combustibles están diseñados para la menor contaminación posible, regulado por la ley.

Además, el consumo de petróleo se está extendiendo tanto, que las reservas por todo el planeta se están reduciendo drásticamente y según estadísticas, puede agotarse en un período entre medio y un siglo. Por ello se están desarrollando energías alternativas y motores que las usen. Existen energías alternativas como la energía nuclear, la energía hidráulica, la energía solar, la energía eólica y la energía geotérmica, pero en la actualidad el conjunto de esas fuentes de energía sólo alcanza el 14% del consumo mundial de energía.

Contaminación acústica. El ruido es un gran problema asociado con los aviones y sobre todo con el vuelo supersónico. El ruido de los motores de los aviones supersónicos es alto y más agudo que el de los subsónicos y constituye una seria molestia para los trabajadores y vecinos de las comunidades próximas a los aeropuertos. Su mayor nivel de ruido se produce cuando la onda de choque originada por un vuelo supersónico impacta el suelo, generando un fragor en forma de explosión. Este efecto se conoce con el nombre de estampido sónico y puede romper los cristales de las ventanas de las casas en zonas muy alejadas del avión que lo ha causado. Los investigadores y los fabricantes intentan reducir tanto el ruido de los motores como el estampido sónico, entre otras cosas porque les obligan las regulaciones de las autoridades aeronáuticas, que van desde prohibir el vuelo de aviones supersónicos sobre áreas pobladas, hasta establecer procedimientos, horarios y trayectorias especiales de despegue y aterrizaje, con el fin de reducir el impacto acústico de cualquier tipo de avión que opera en los aeropuertos.

Como anécdota, durante el vuelo de un caza F/A-18 del Ejército del Aire español a baja altura y debido a un fallo en el avión, el piloto superó la barrera del sonido sin percatarse. Como consecuencia del estampido sónico mencionado anteriormente, los cristales de algunos talleres se rompieron por completo.

Hay métodos con destino a la prevención o reducción del ruido en los aviones, ocasionado generalmente a través de la tobera de salida de gases del motor. Por ello se diseñan las toberas, sobre todo en aviones civiles que operan en aeropuertos cercanos a las ciudades, con una forma que reduce las ondas de sonido.

Seguridad aérea: Los vuelos comerciales son una de las formas de transporte más seguras, a pesar de lo que la gente suele creer. En relación con la distancia recorrida, las probabilidades de que se produzca un accidente es sólo la décima parte de las formas más seguras de transporte terrestre y en cuanto a las horas de viaje no tiene comparación. No obstante, cuando se produce un accidente suele ser catastrófico y es objeto de una enorme publicidad, muchas veces desproporcionada.

Se han propuesto desarrollos tecnológicos para mejorar la seguridad estructural en caso de choque. Son, entre otros, combustibles poco inflamables, sistemas de rociado de agua contra el fuego y el humo y mascarillas individuales antihumo para los pasajeros.

Otra de las medidas de seguridad va dirigida a los motores. Todo avión comercial, para poder ser certificado, tiene que ser capaz de maniobrar y realizar despegues y aterrizajes con un motor parado. Por ello, hasta hace unos años toda aeronave de transporte de pasajeros debía contar con al menos dos motores para poder volar. Pero incluso con todos los motores inoperativos, los aviones no caen a plomo y son capaces de planear hasta llegar al aeropuerto o realizar un aterrizaje de emergencia. Como ocurrió con un avión Boeing 767 que se quedó sin combustible en pleno vuelo debido a un fallo y la tripulación consiguió aterrizarlo planeando sin ningún incidente.

En cuanto a los helicópteros, que no tienen la oportunidad de salir planeando de una parada de motor, tienen otro sistema para evitar caer como una piedra. El rotor principal, ante una parada de motor, está diseñado para pararse y volver a girar en sentido contrario, generando una fuerza suficiente para frenar en gran medida la caída del aparato.



Picture taken by: French Air Force

Algunos aviones poseen un único motor, como este Mirage 2000, lo cual los hace más económicos.

El problema es que son menos seguros, pues en caso de parada de motor no disponen de un segundo con el que mantenerse en vuelo.



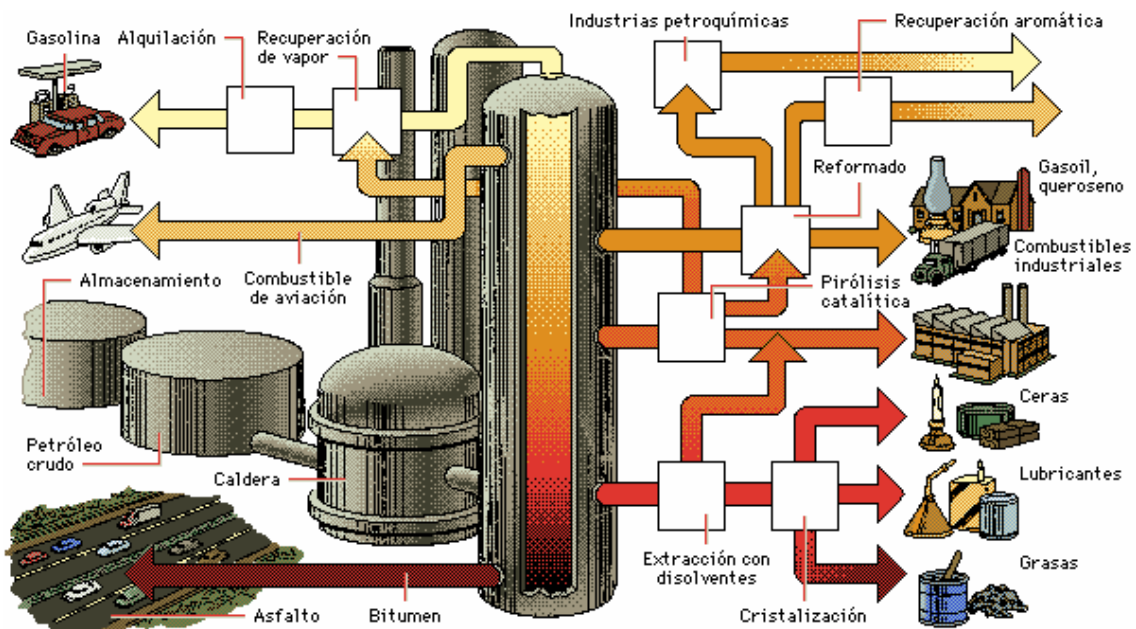
Photo taken by: Russian Air Force

Los motores rusos están caracterizados por ser más económicos, pero su mantenimiento es más caro y complejo ya que son motores de corta duración. En la foto un Mig 29 ruso.

Combustibles

Los combustibles utilizados en aviación, ya sea queroseno, gasolina o gasoil (este casi no se utiliza), se obtienen mediante refinamiento a partir del petróleo. Todos los tipos de petróleo se componen de hidrocarburos, aunque también suelen contener unos pocos compuestos de azufre y de oxígeno; el contenido de azufre varía entre un 0,1 y un 5%.

Refinado del petróleo: La primera etapa en el refinado del petróleo crudo consiste en separarlo en partes, o fracciones, según la masa molecular. El crudo se calienta en una caldera y se hace pasar a la columna de fraccionamiento, en la que la temperatura disminuye con la altura. Las fracciones con mayor masa molecular (empleadas para producir por ejemplo aceites lubricantes y ceras) sólo pueden existir como vapor en la parte inferior de la columna, donde se extraen. Las fracciones más ligeras (que darán lugar por ejemplo a combustible para aviones y gasolina) suben más arriba y son extraídas allí. Todas las fracciones se someten a complejos tratamientos posteriores para convertirlas en los productos finales deseados.



El petróleo crudo empieza a vaporizarse a una temperatura algo menor que la necesaria para hervir el agua. Los hidrocarburos con menor masa molecular son los que se vaporizan a temperaturas más bajas, y a medida que aumenta la temperatura se van

evaporando las moléculas más grandes. El primer material destilado a partir del crudo es la fracción de gasolina, seguida por la nafta y finalmente el queroseno.



Misil R-530 equipado con motor cohete. Utiliza carburante sólido.

Síntesis

MOTORES ALTERNATIVOS

- Similares a los empleados en automoción. Por lo tanto no se entrará en detalles.
- Son más usados los motores con gasolinas normales con carburador. Los gasoil están poco extendidos.
- Los cilindros están fuera del bloque, al estilo de las motocicletas, con un sistema de refrigeración por aire.

MOTORES COHETE

- Clasificados en dos tipos según el tipo de combustible: sólido y líquido.
- En los motores con combustible sólido la combustión se realiza directamente, similarmente a los fuegos artificiales.
- En los motores con combustible líquido se inyecta el combustible y el oxidante(oxígeno) en la cámara de combustión, donde arde la mezcla y propulsa el cohete.
- Los motores cohete incorporan tanto el carburante como el oxidante, por lo que no necesitan el oxígeno de la atmósfera para funcionar.
- Se basan en la 3ª ley de Newton. Los gases de escape ejercen presión en las paredes de la cámara de combustión y salen por el único agujero libre impulsando el cohete. Por lo tanto no necesitan apoyarse en la atmósfera para funcionar.
- Se utilizan en cohetes y transbordadores espaciales, misiles, como sistema secundario para propulsar aviones, o en los asientos eyectables de los pilotos.

MOTOR DE REACCIÓN. COMPRESIÓN MECÁNICA

- Clasificados en turborreactor, turbofan, turbohélice y turboeje.
- El funcionamiento de los cuatro tipos es similar.
- 1º se absorbe el aire a través de la toma de aire. 2º se comprime el aire en el compresor. 3º al aire comprimido se le inyecta el keroseno en la cámara de combustión y arde la mezcla. 4º los gases de salida mueven la turbina que unida por un eje al compresor lo hace funcionar. 5º los gases salen por la tobera propulsando la aeronave.

- Los turboreactores llevan una cámara después de la turbina donde se le inyecta combustible extra para proporcionar mayor empuje con un consumo elevado. Son de uso militar principalmente y en el avión civil Concorde.
- Los turbofan son empleados en la mayoría de aviones de líneas aéreas. El aire comprimido se divide en dos flujos: uno que va a la cámara de combustión y otro que sale directamente por la tobera y ejerce un empuje debido a su energía.
- Los turbohélice llevan acoplada una hélice al eje del motor. Su funcionamiento es similar a los demás motores a reacción pero utilizan prácticamente toda la energía de los gases de salida para mover la hélice.
- Los turboeje se utilizan en los helicópteros más potentes. El funcionamiento es similar al turbohélice.

MOTOR DE REACCIÓN. COMPRESIÓN DINÁMICA

- Podemos diferenciar dos tipos: pulsorreactores y statorreactores.
- Ambos tipos necesitan de una velocidad inicial para funcionar.
- El pulsorreactor: 1º absorbe el aire por la admisión que se comprime debido a la velocidad. 2º El aire penetra por una persiana situada al principio que está abierta. 3º El aire que entra absorbe combustible o bien se le inyecta. 4º La mezcla combustiona, se cierra la persiana y el motor se impulsa. Este ciclo se realiza muchas veces por segundo.
- Es statorreactor es uno de los motores a reacción más sencillos. 1º El aire penetra a gran velocidad en la admisión y se comprime. 2º El aire absorbe el combustible o bien se le inyecta. 3º La mezcla combustiona casi sin límite de temperatura ya que no hay palas ni álabes, el único contacto son las paredes de la cámara.
- Su uso se limita a la investigación científica o el ámbito militar.

Glosario de términos

Cilindro: Pieza del motor en la que tiene lugar la combustión o explosión de la mezcla carburada dando impulsión al pistón que pone en marcha el árbol motor mediante la biela.

Tobera: En los motores de reacción, parte posterior, por la que sale el gas de combustión.

Conducto de admisión: conducto de entrada de aire al motor.

Toma de aire: conducto de entrada de aire al motor.

Turbina: Motor consistente en una rueda encerrada en un tambor y provista de paletas curvas sobre las cuales actúa la presión del agua o aire que llega con velocidad de un nivel superior.

Álabe: Paleta curva de una rueda hidráulica o de un compresor.

Carburante: Mezcla de hidrocarburos que se emplea en los motores de explosión y de combustión interna.

Carburador: Aparato en que se produce la carburación en el motor de explosión.

Cigüeñal: Parte importante de los motores de automóvil y aeroplano consistente en un eje doblado en uno o más codos, en cada uno de los cuales se ajusta una biela cuya cabeza está unida al pistón del émbolo. Sirve para transformar en circular el movimiento rectilíneo de los émbolos.

Oxidante: Se utiliza para que el carburante sea capaz de combustionar en lugares donde no hay oxígeno.

Mach: equivale a la velocidad del sonido al nivel del mar. Mach 2, por ejemplo, es dos veces la velocidad del sonido. Los aviones a reacción más rápidos alcanzan Mach 3 (en la conversión son casi 3.500 km/h).

Hélice: Conjunto de aletas helicoidales que al girar alrededor de un eje producen una fuerza propulsora.

Rotor: Parte giratoria de una máquina electromagnética o de una turbina. Aspas giratorias de un helicóptero.

Biela: Barra que en las máquinas sirve para transformar el movimiento de vaivén en otro de rotación, o viceversa.

Velocidad de crucero: velocidad óptima de vuelo de una aeronave en cuanto a la relación velocidad-consumo.



Enlaces de Internet

Empresas de motores aeronáuticos.

- <http://www.lycoming.textron.com/main.html> Manuales de mantenimiento de la empresa de motores de aviación Textron Lycoming

Información y documentos sobre motores de aviación.

- <http://www.elsitioaeronautico.com/Motores/> *El sitio aeronáutico*
- <http://www.geocities.com/bdelicad/index.htm> *El rincón aeronáutico.* Bernardo A. Delicado
- <http://www.grc.nasa.gov/WWW/AST/GAP/gaplinks.htm> Enlaces de la NASA
- www.aerolearn.com Cursos de aviación y mantenimiento de aeronaves (inglés)
- www.pulsorreactores.com Página web sobre pulsorreactores.

Información general de aviación.

- www.aire.org Asociación aeronáutica con servidor de temas de aviación general, con listas de correo.



Avión DC-4 equipado con dos motores de pistón en estrella

Bibliografía

- *El motor de reacción y sus sistemas auxiliares*. Valentín Sáinz Díez. Editorial Paraninfo
- *Enciclopedia Aviación - Modelos, ases, historia*. Editorial RBA
- Colección cultura. Tomo 2 - Ciencia. Editorial Bruquera
- Enciclopedia Multimedia en CD-ROM *Encarta 2000*
- Revistas *Avión Revue* mes de febrero de 2002
- Revistas *Avión Revue* mes de mayo de 2002
- <http://www.elsitioaeronautico.com/Motores/> *El sitio aeronáutico*
- <http://www.geocities.com/bdelicad/index.htm> *El rincón aeronáutico*. Bernardo A. Delicado
- <http://www.grc.nasa.gov/WWW/AST/GAP/gaplinks.htm> Enlaces de la NASA
- www.aerolearn.com Cursos de aviación y mantenimiento de aeronaves (inglés)
- <http://www.lycoming.textron.com/main.html> Manuales de mantenimiento de la empresa de motores de aviación Textron Lycoming
- <http://www.pulsorreactores.com> Página web sobre motores pulsorreactores.



Photo taken by: USAF

27 de mayo de 2002

*Juan de Dios Serrano Brotons
Carolina Aguilera García
Jose Antonio Lizán Escudero*

Mecánica. 2º Bachillerato Tecnológico