

COMPRESORES

Tipos de Compresores Axiales y Centrífugos

Como ya se ha dicho, los dos componentes que causaron mas problemas en el desarrollo de la turbina de gas fueron el compresor y las cámaras de combustión.

La función principal de un motor de turbina de gas es añadir la máxima energía al aire según pasa a través de él. Esta energía se libera quemando una mezcla de combustible y aire. Cuando se quema combustible en aire estático, se libera energía, pero el régimen de liberación de energía es bastante bajo. Si se sopla una corriente de aire comprimido a través de un combustible que se está quemando, este libera bastante más energía. Este hecho puede verse considerando la vieja fragua del herrero. El herrero prepara una hoguera en una pequeña pila de carbón. Este fuego libera suficiente energía de calor para mantener el carbón ardiendo. Pero cuando el herrero quiere una pieza de acero al rojo vivo, sopla una corriente de aire procedente de un fuelle o compresor a través del fuego. El aire añadido contiene suficiente oxígeno para permitir al combustible liberar mas calor.

La función del compresor en un motor de turbina de gas es suministrar la correcta cantidad de aire al combustible, y suministrarla con la correcta presión y velocidad.

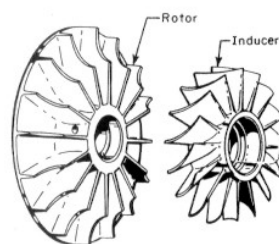
El principio básico de todos los compresores usados en los motores de turbina de gas es el mismo. El compresor convierte la energía mecánica de la turbina en energía cinética en el aire. El compresor acelera al aire, que luego fluye a través de un difusor, el cual le reduce la velocidad y convierte la mayoría de la energía cinética (velocidad) en energía potencial (presión) y alguna en calor.

La mayor parte del aire fluye desde el compresor hacia dentro de la sección de combustión, pero parte de él, llamado aire sangrado del compresor, se usa para anti-hielo de los conductos de entrada y para refrigerar piezas de la sección caliente. Otra parte del aire de sangrado se usa para la presurización de cabina, el aire acondicionado, antihielo del combustible, y arranque neumático de motores. Al aire sangrado para servir propósitos diferentes a la operación del motor se le llama aire sangrado del cliente.

Hay dos tipos básicos de compresores usados en los motores de turbina de gas: de flujo centrífugo y de flujo axial. Algunos motores usan una combinación de ambos tipos.

Características de Fabricación, Aplicaciones y Principios de Funcionamiento

Fig. 4-1 Típico compresor centrífugo de una sola etapa



Los motores de turbina de flujo centrífugo normalmente usan compresores de acero o titanio mecanizado, aunque en motores pequeños se están usando compresores de fundición. El difusor del compresor generalmente también está fabricado de fundición. En muchos casos el inductor o álabes guías, que suaviza y dirige el flujo de aire dentro del motor atenuando de esta forma el choque en el impulsor, está fabricado independientemente del impulsor o rotor. Los álabes del rotor pueden ser bien de longitud total, como en la figura 4-1, o algunos pueden ser de media longitud como en la figura 4-2. Es importante que exista un ajuste apretado entre el compresor y su carcasa con idea de

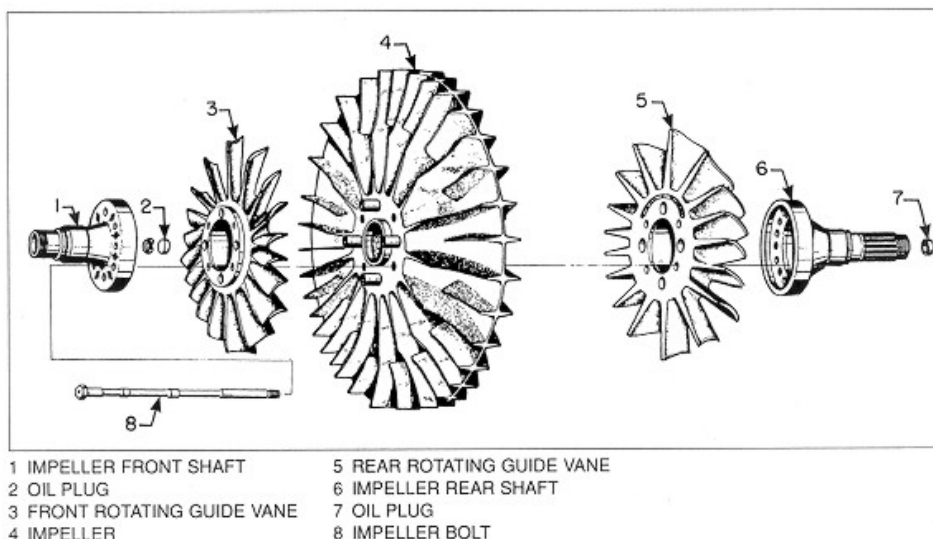
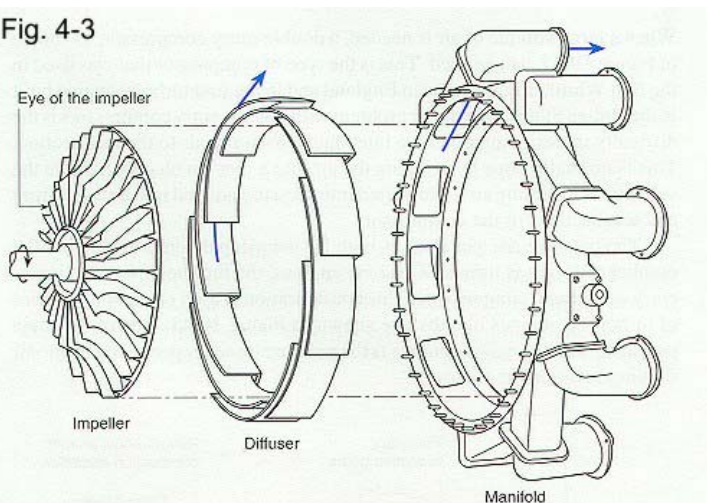


Fig. 4-2 Compresor centrífugo de doble cara activa con álabes de media longitud.

obtener el máximo rendimiento del compresor. La holgura normalmente se comprueba con una galga de espesores o con un útil especial. El equilibrado del rotor puede realizarse quitando material de áreas específicas del compresor o usando contrapesos de equilibrado instalados en orificios del buje del compresor. En algunos motores en los que el compresor y la rueda de turbina se equilibran como una unidad, se usan pernos o tuercas especiales que tienen ligeras

Fig. 4-3



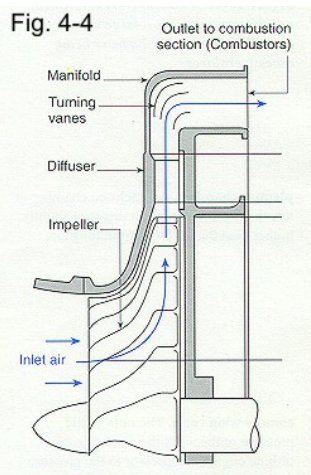
variaciones en peso. Los cojinetes de apoyo del compresor pueden ser bien de bolas o de rodillos, aunque todos los fabricantes usan por lo menos un cojinete de bolas en el compresor para soportar las cargas radiales y axiales.

Los compresores centrífugos se usaron en muchos de los primeros motores de turbina de gas por su robustez, poco peso, fácil construcción, y alta relación de presión por cada etapa de compresión. Un compresor centrífugo típico consta de tres componentes: el impulsor, el difusor, y el colector. Véase la figura 4-3.

Principio de Funcionamiento

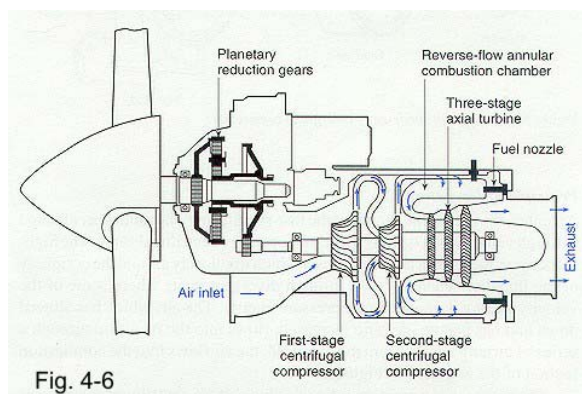
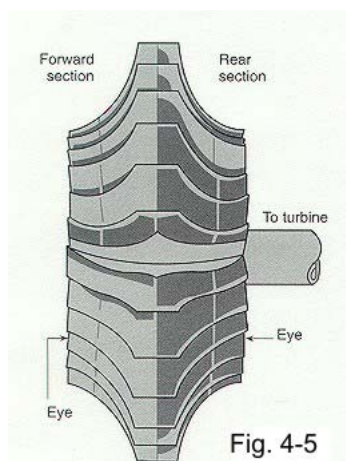
El aire entra en el ojo o centro del impulsor que gira a altas vueltas y es acelerado a una gran velocidad a medida que es lanzado hacia la periferia o borde exterior por la fuerza centrífuga.

Entonces el aire a alta velocidad fluye dentro del difusor que se ajusta estrechamente alrededor de la periferia del impulsor. Allí fluye a través de conductos divergentes donde parte de la energía de velocidad se transforma en energía de presión. El aire con su velocidad reducida y su presión aumentada, fluye dentro del colector a través de una serie de álabes fijos curvos. Desde el colector, el aire fluye dentro de la sección de combustión del motor. Véase la figura 4-4.



La relación de compresión de un compresor centrífugo de una sola etapa normalmente está en la gama de 6:1 a 7:1. El volumen de aire que puede moverse por un compresor centrífugo de una sola cara activa se determina por el diámetro del compresor. Si el diámetro es demasiado grande, la velocidad de la punta llegará a ser demasiado alta, y el rendimiento disminuirá. Los compresores de gran diámetro también requieren que el motor sea grande y por lo tanto difícil de aerodinamizar.

Cuando se necesita un gran volumen de aire, puede usarse un compresor de doble cara activa, como el de la figura 4-5. Este es el tipo de compresor que se usó en el primer motor de Whittle que voló en Inglaterra y en el primer turborreactor construido en Los Estados Unidos. Un problema importante con los compresores de doble cara activa es la dificultad en el diseño de conductos de entradas efectivos para suministrar aire a la sección posterior. Esto normalmente se hace llevando al aire dentro de una cámara plenum donde la velocidad del aire que llega se convierte en presión y alimenta a ambas secciones del compresor, la anterior y la posterior.



La elevación de presión por etapas es alta para los compresores centrífugos, pero el número de etapas está limitado. En algunos motores, la turbina gira dos compresores centrífugos de una sola cara activa. Esta configuración se usa en una conocida serie de motores turbohélices como el mostrado en la figura 4-6. Uno de los principales problemas con este tipo de motor es la pérdida de presión experimentada por el aire que fluye entre las etapas.

Compresores de Flujo Axial

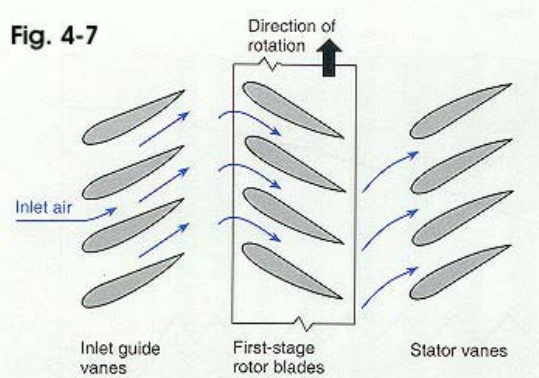
Los compresores de flujo axial son como su nombre implica, compresores en los que el aire pasa axialmente o derecho a través del compresor. Son mas pesados que el compresor centrífugo y mucho mas costosos de fabricar, pero son capaces de una relación de compresión total mucho mas alta, y tienen una sección transversal más pequeña que les hace ser mas fáciles de aerodinamizar. Por lo tanto los compresores de flujo axial se han llegado a estandarizar para los grandes motores de turbina de gas y se usan también en muchos motores pequeños.

Un compresor de flujo axial puede tener tan pocas como dos etapas, cuando se usa en conjunción con un compresor centrífugo (véase *motor PT6*), o tantas como 18 etapas en algunos de los grandes motores turbofanes de doble compresor.

Los motores de flujo axial tienen compresores que están contruidos de varios materiales diferentes dependiendo de la carga y temperatura bajo las cuales la unidad debe operar.

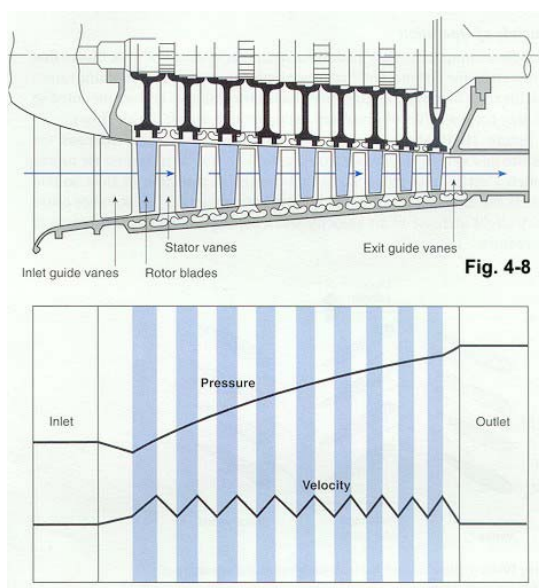
Principio de Funcionamiento

Los compresores de flujo axial están contruidos de un numero de etapas de álabes rotatorios que son arrastradas por la turbina, y que giran entre las etapas de álabes estátores o fijos. Ambos, los álabes rotatorios o de rotor y los álabes de estátor o fijos, tienen formas de perfiles aerodinámicos y están montados de manera que forman una serie de pasos divergentes a través de los cuales el aire fluye en una dirección axial al eje de rotación. A diferencia de una turbina que también emplea álabes de rotor y álabes fijos de estátor, el camino del flujo de un compresor axial disminuye en área de sección transversal en la dirección del flujo, reduciendo



el volumen del aire a medida que progresa la compresión de escalón a escalón y manteniendo constante la velocidad axial del aire a medida que la densidad aumenta a lo largo de toda la longitud del compresor. La convergencia del paso anular del aire se consigue por medio de la conicidad del cárter o del rotor. También es posible una combinación de ambos.

La figura 4-8 muestra la forma en que un compresor de flujo axial cambia la presión y la velocidad del aire que fluye a través de él. Algunos compresores tienen una fila adicional de álabes de estátor conocida como álabes guías de entrada para guiar el aire haciéndole incidir sobre la primera fila de álabes rotatorios con el ángulo correcto. Estos álabes fijos de entrada originan un muy ligero incremento en la velocidad del aire y una correspondientemente pequeña disminución en la presión del aire.



Tras dejar los álabes guías, el aire entra en el primer escalón de compresión. Los álabes rotatorios, girados a alta velocidad por la turbina, recogen el aire y lo fuerzan hacia atrás a través de sus perfiles aerodinámicos.

La energía extraída desde la turbina se añade al aire según pasa a través del rotor, y el aire se acelera. El aire deja los bordes de salida de los álabes rotatorios y fluye entre los álabes de estátor. Estos álabes guías forman una serie de pasos divergentes, y según el aire fluye a través de ellos, su presión aumenta y su velocidad cae hasta su valor original. El aire pasa a través de todas las etapas de compresión y luego deja al compresor a través de un conjunto de álabes guías de salida. A medida que se desplaza por el compresor, el aire fluye en línea recta mas o menos, girándose normalmente menos de 180°. Los álabes guías de salida eliminan este giro y dirigen al aire dentro del difusor, donde se prepara para la sección de combustión. Véase la figura 4-8.

Tipos de Compresores de Flujo Axial

Hasta este momento, los compresores de flujo axial tratados han sido compresores simples. Esto quiere decir que solamente hay un elemento de rotación. Por medio del uso de dos compresores en los motores grandes se consigue un rendimiento adicional. A este tipo de motor se le llama un motor de doble compresor o doble carrete. También se gana rendimiento propulsivo adicional por medio del motor turbofan, que esencialmente es una tercera etapa de compresión de flujo axial.

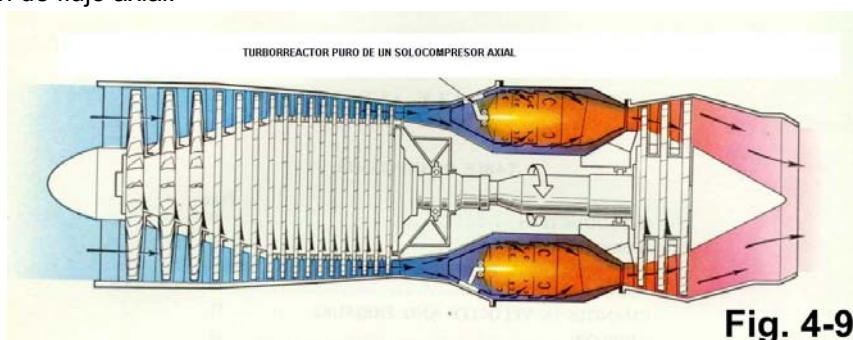


Fig. 4-9

Compresores de Flujo Axial de un solo compresor

Existe una limitación para el número de etapas de compresión que puede incorporarse en un compresor de flujo axial. Si hay demasiadas, las últimas etapas estarán trabajando a bajo rendimiento mientras que las etapas delanteras estarán sobrecargadas. Esto restringe el flujo de aire a través del compresor y puede conducir a un atasco del compresor o *surge*. Esta sobrecarga puede evitarse sangrando parte del aire de interetapas durante la operación a *potencia parcial*, pero esto es desperdiciar la potencia. Prácticamente todos los modernos turborreactores y turbofanes de gran potencia tienen compresores separados de dos o mas compresores, cada uno arrastrado o arrastrados por su propia etapa, o etapas, de turbinas.

Compresores de Flujo Axial de Doble Compresor

La figura 4-10 ilustra un moderno motor turborreactor de doble compresor. El compresor posterior o de alta presión, está conectado y arrastrado a través de un eje hueco por la primera, o delantera, etapa de turbina. Este se llama el compresor N_2 , y su velocidad está controlada por el control de combustible, a causa de su peso más ligero, es el girado por la puesta en marcha durante el arranque del motor.

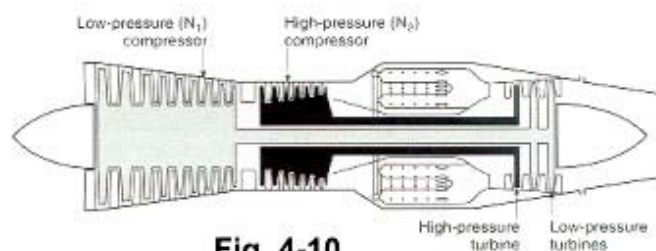


Fig. 4-10

El compresor mayor, o N_1 , en la parte delantera del motor es el compresor de baja presión, y es arrastrado por las etapas mas posteriores de la turbina. Obsérvese que este motor usa dos escalones de turbina para arrastrar al compresor N_1 .

La relación total de compresión de un motor de doble compresor se halla multiplicando la relación de compresión del compresor N_1 por la relación de compresión del compresor N_2 . Si la relación de compresión del N_1 es 3'2:1 y la relación de compresión del N_2 es 4'1:1, la relación total de compresión es $3'2 \cdot 4'1 = 13'12:1$.

Para cualquier ajuste de potencia, la velocidad del compresor N_2 esta sujeta constantemente al *governor* dentro del control de combustible. El N_1 o compresor de baja, no está gobernado, y cambia sus RPM en vuelo según cambian las condiciones atmosféricas y del conducto de entrada. A medida que el aire se hace menos denso, el compresor se embala y mueve un correspondientemente mayor volumen de aire, y según se hace el aire más denso, disminuye su velocidad y mueve un volumen de aire más pequeño. Esta velocidad cambiante le permite al compresor N_1 abastecer al compresor N_2 con una masa de aire relativamente constate para cualquier ajuste de potencia dado.

Algunos motores, principalmente la nueva generación de los grandes turbofanes de Rolls-Royce, tienen tres carretes Fig. 4-11. El fan, al cual se le conoce como compresor de baja presión (LP), el compresor de presión intermedia (IP), y el compresor de alta presión (HP) están los tres arrastrados por turbinas independientes. El fan que gira a una relativamente baja velocidad requiere una gran cantidad de torsión, por lo que su turbina tiene tres escalones.

Características de Diseño del Compresor

La función del compresor es aumentar la presión del aire que fluye a través del motor con un mínimo cambio en su velocidad. Véase la figura 4-8.

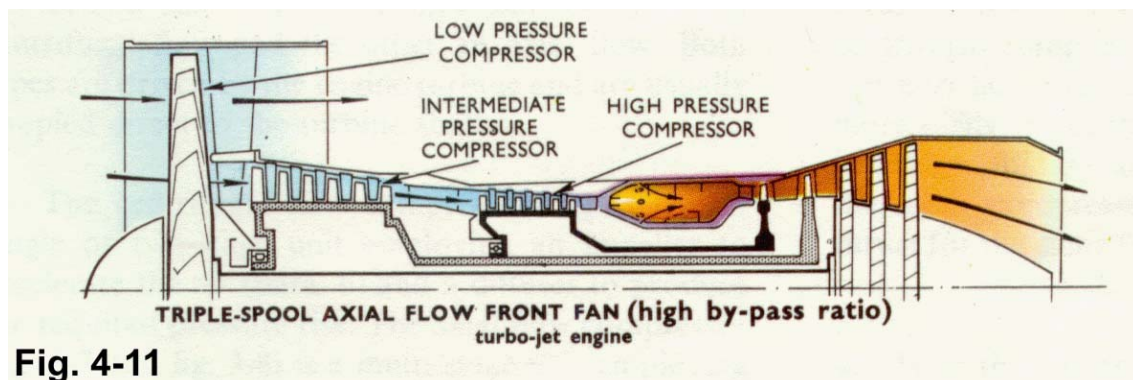


Fig. 4-11

Paso Convergente del Flujo de Aire

Si los álabes del compresor fuesen todos de la misma longitud, y el aire fluyese a través de un conducto de área fija, su velocidad disminuiría a medida que su presión aumentaba. Para mantener la velocidad del aire relativamente constante según aumenta su presión, los álabes de las ruedas posteriores del compresor son mas cortos que los de las delanteras, y el paso a través del cual el aire fluye se hace mas pequeño a medida que la presión aumenta. Hay dos formas de disminuir el tamaño del paso del flujo de aire: manteniendo el exterior del alojamiento del compresor constante y aumentando el diámetro del tambor o los discos sobre los cuales cada etapa de álabes de rotor están montados, o manteniendo los discos o tambor del mismo diámetro y disminuyendo el diámetro exterior del cárter compresor. Ambos métodos se usan. Véase la figura 4-12.

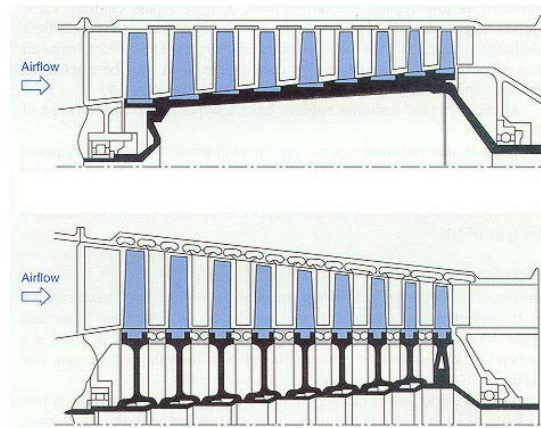


Fig. 4-12

Acoplamiento de los Álabes

Los álabes del compresor no están rígidamente unidos al tambor del compresor o a los discos, sino que están sueltos en sus bases de manera que están libres para balancearse. Cuando el motor está funcionando, la fuerza centrífuga mantiene a los álabes en su posición correcta. El que los álabes estén sueltos evita esfuerzos en la raíz. Una forma generalizada de unir los álabes a los discos es por el método de ajuste en cola de milano mostrado en la figura 4-13.

Los álabes fijos de estátor están montados en anillos de retención que están unidos a la carcasa del compresor.

Diseño del Álabes

Casi todos los álabes de compresor están diseñados con cierto torcimiento para darles el correcto gradiente de presión a lo largo de su longitud a medida que su velocidad cambia de la raíz a la punta.

La punta de un álabes de compresor es de suma importancia. Algunas puntas de álabes son cuadradas, y otras tienen reducido el espesor. Estas puntas con el espesor reducido se llaman puntas de perfil. Las puntas más delgadas tienen una alta frecuencia de resonancia natural y por lo tanto no están sujetas a las vibraciones que afectarían a un álabes con la punta cuadrada. La punta de perfil también proporciona una forma aerodinámicamente más rentable para el aire a alta velocidad movido por el álabes. Estas puntas de perfil con frecuencia rozan el cárter y hacen un ruido de chirrido según se va parando el motor. Por este motivo a las puntas de álabes de perfil a menudo se les llaman puntas chillonas.

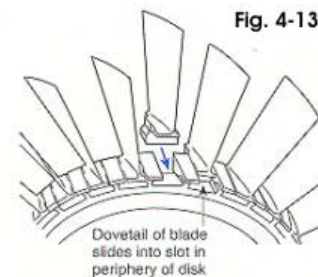


Fig. 4-13

La pérdida de aire alrededor de la punta de los álabes del compresor origina una pérdida de rendimiento al mismo. Hay varios métodos que se utilizan para evitar esta pérdida.

En algunos motores, los álabes de compresor tienen sus puntas de perfil tan próximas al cárter que realmente tocan una banda erosionable montada en la carcasa del compresor. Cuando la punta toca a la banda, erosiona parte de ella y proporciona un ajuste que minimiza las pérdidas de aire. Otros álabes tienen puntas erosionables las cuales están diseñadas para desgastarse cuando tocan la carcasa, lo que proporciona un ajuste extremadamente prieto.

El diseño del álabes de fan tiene un gran efecto sobre la relación de presión del fan. Muchos de los álabes utilizados en los grandes motores de alta relación de paso tienen un alto *aspect-ratio* (relación de la envergadura del álabes y su cuerda media), pero algunos de los diseños de motor más modernos usan álabes más anchos o con más bajos *aspect-ratios* fabricados de titanio o ciertos materiales compuestos extremadamente fuertes.

Algunos álabes de alto *aspect-ratio* tienen lo que se llama *midspan shroud*, un refuerzo que forma un anillo alrededor del fan en la porción intermedia del álabes para hacerlo más rígido y evitar el flapé. Véase la figura 4-14.

El Turbofan

En principio, un turbofan (llamado fan-jet por algunas líneas aéreas comerciales) es muy parecido a un turbohélice excepto que la relación del flujo de aire secundario (el flujo de aire a través del fan o hélice) al flujo de aire primario a través del motor básico es menos (esto se llama relación de paso). También, en el turbofan, la hélice arrastrada por engranajes es sustituida por un fan de flujo axial dentro de un conducto, con álabes giratorios y álabes guías estacionarios que son considerablemente grandes pero de otra forma parecidos a los álabes rotatorios y álabes guías de un compresor de flujo axial.

Las ventajas del bajo consumo específico de combustible, un nivel de ruido mas bajo, y un rendimiento propulsivo altamente mejorado han hecho que los

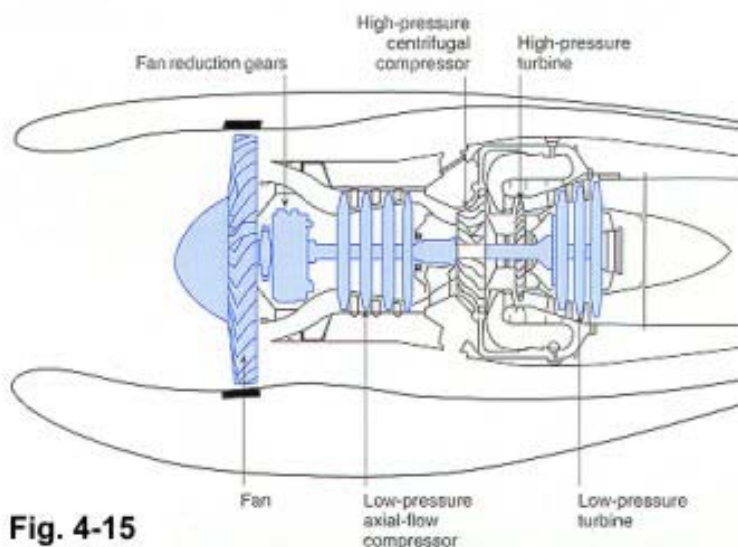
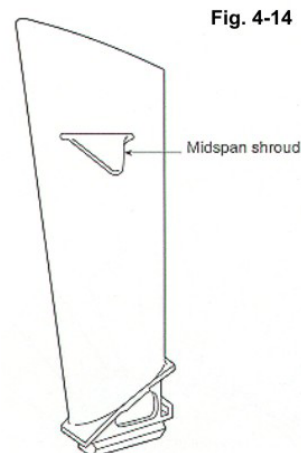


Fig. 4-15

motores turbofanes estén a punto de sustituir a los reactores para la mayoría de las operaciones, comerciales de líneas aéreas, y militares.

Hay dos configuraciones principales para el turbofan, cada una de las cuales tiene sus ventajas; una configuración sitúa el fan delante del motor, mientras en la otra, el fan está en la parte posterior del motor. El primero, llamado motor de fan delantero, es el tipo generalmente usado hoy día. En un motor de fan delantero de doble compresor, el fan es una parte integral del compresor de baja presión. Hay también un diseño de motor de fan delantero que tiene tres turbinas independientes y tres ejes de arrastre independientes. Véase la figura 4-11. La turbina

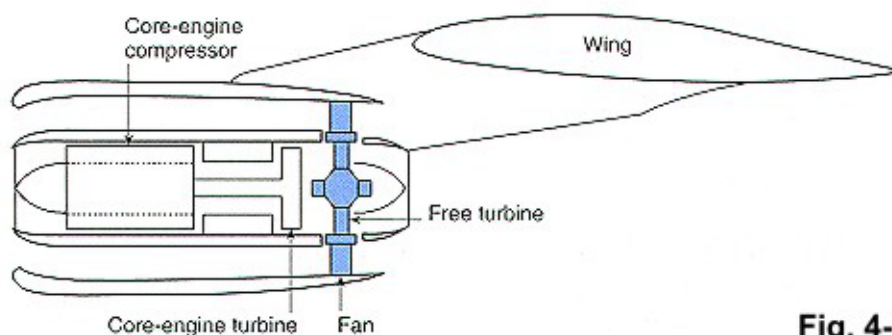


Fig. 4-16

posterior arrastra solamente al fan, mientras que las turbinas intermedia y delantera arrastran a un compresor de baja presión delantero y a un compresor trasero de alta presión respectivamente. En la otra configuración de turbofan (llamado motor de fan posterior Fig. 4-16)), el fan está montado en la parte trasera del motor donde forma el aro o perímetro exterior de una turbina libre que gira por si misma en la corriente de escape del motor. De todos estos tipos, solo se ilustra en este libro el motor de fan delantero de doble compresor.

En ambas configuraciones de fan, delantero y posterior, el fan hace una contribución sustancial al empuje total. Además del empuje desarrollado por el motor básico, el fan acelera el aire que pasa a través de él de una manera similar a la hélice de un turbohélice, los fanes de los motores turbofan producen entre un 30 y un 75 por ciento del empuje total, la cantidad real depende principalmente de la relación de paso.

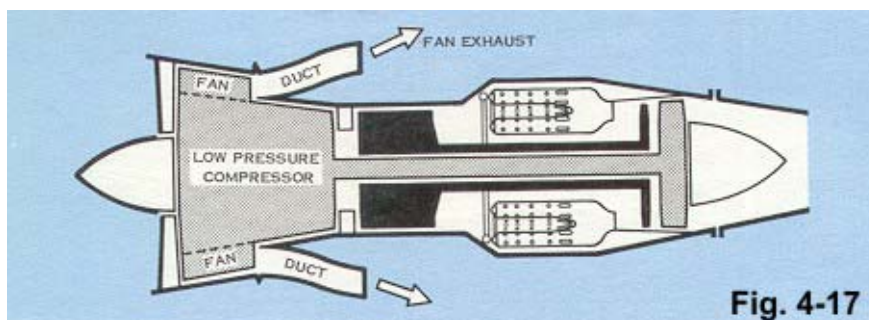


Fig. 4-17

Después de que el aire secundario deja el fan, este no pasa a través del motor básico para quemarse con el combustible. En los motores de fan delantero, el aire de descarga del fan puede expulsarse al aire exterior por medio de una tobera de salida de fan inmediatamente después de que deja el fan o puede llevarse hacia atrás a través de un conducto de descarga de fan anular que rodea al motor básico en toda su longitud. El turbofan Pratt & Whitney Aircraft JT3D en algunos montajes para avión es un ejemplo del primer tipo de descarga de fan que utiliza el así llamado conducto corto para el aire que procede del fan. Los motores de la serie JT8D son representativos de los motores que tienen el conducto anular en toda su longitud, o conducto largo, como algunas veces se le llama.

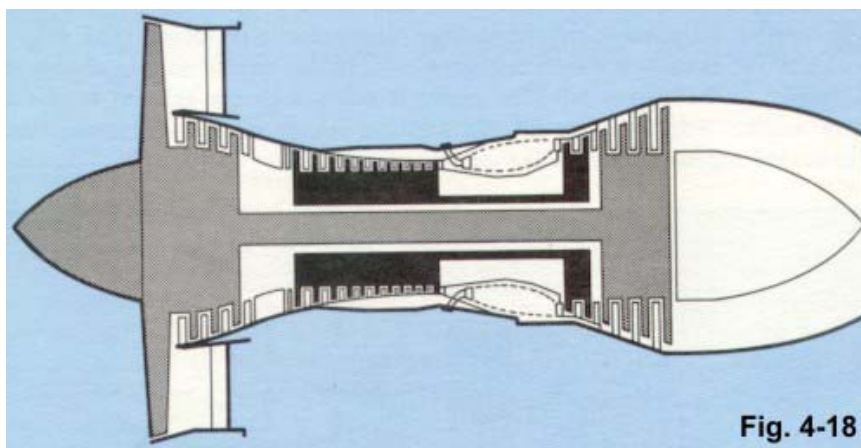


Fig. 4-18

El motor turbofan de fan delantero representado en la figura 4-19 tiene lo que se llama escape no miscible. Esto es, que aunque el aire de descarga del fan se lleva a la parte posterior del motor, no se mezcla con los gases de escape procedentes del motor básico antes de ser entregado al aire exterior. Un motor de fan delantero tipo conducto largo con escape miscible se muestra en la figura 4-20. En este motor, la descarga del fan se lleva a la tobera del motor donde se mezcla con los gases procedentes del motor básico. El aire del fan y los gases de escape del motor luego se descargan juntos a través del chorro de salida.

El turbofan combina el buen rendimiento operacional y la gran capacidad de empuje de un turbohélice con la gran velocidad y gran capacidad de altura de un turborreactor. La

complejidad y peso de los engranajes de reducción de la hélice y el intrincado sistema de mando de la hélice de un turbohélice están completamente eliminados en un turbofan. Un turbofan sin embargo, no solo es más ligero que un turbohélice sino que además nunca puede ser importunado por cualquiera de las averías a las que una hélice y sus componentes

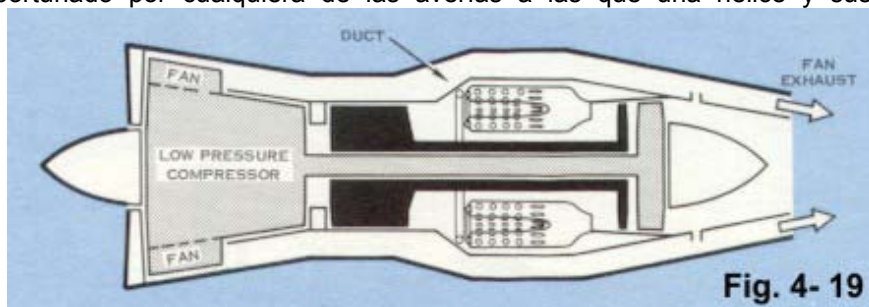


Fig. 4-19

asociados son algunas veces susceptibles. Una diferencia fundamental entre un turbofan y un turbohélice es que el flujo de aire a través del fan se controla por el diseño del conducto de

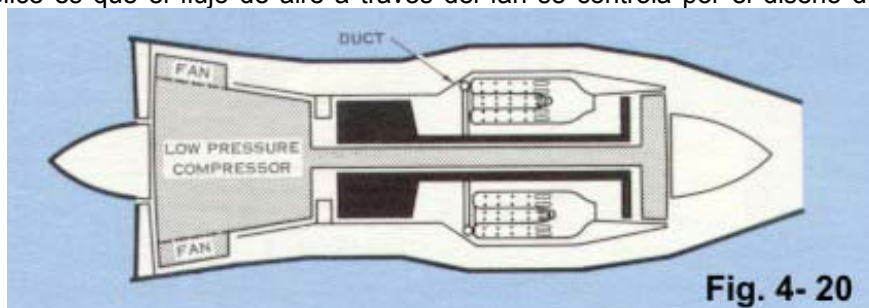


Fig. 4-20

entrada de aire al motor de tal manera que la velocidad del aire a través de los álabes de fan no se ve muy afectada por la velocidad del avión. Esto quiere decir que la pérdida en rendimiento propulsivo debido a la velocidad que se convierte en un factor límite a velocidades por encima de los 400 nudos para el avión turbohélice, no es un problema considerable para el avión turbofan. Los motores turbofans con posquemadores se utilizan hoy día para propulsar aviones supersónicos que obtienen velocidades por encima de Mach 2.0.

Cuando se compara con un turborreactor de igual empuje, el turbofan tiene la ventaja de un nivel de ruido más bajo para la salida del motor, lo que es un factor importante en todos los aeropuertos comerciales. El nivel de ruido más bajo ocurre porque el motor turbofan tiene por lo menos un escalón de turbina adicional para arrastrar al fan. La extracción de más potencia de los gases de escape del motor a medida que pasan por la turbina adicional (o turbinas), sirve para reducir la velocidad a través de la tobera dando como resultado menos ruido.

Por esta y otras razones (una de las cuales es que el consumo de combustible es menor), el moderno turbofan ha tomado completamente posesión como casi el más idóneo y ampliamente utilizado sistema motopropulsor para todos los grandes aviones convencionales, militares y comerciales.

Relación de Paso del Motor Turbofan

La relación de paso de un motor turbofan es la relación de la masa de aire movida por el fan y la masa de aire movida por el núcleo motor. Los motores turbofans pueden clasificarse como de baja relación de paso, de media relación de paso, o de alta relación de paso. Los motores de baja relación de paso tienen una relación de paso de 1:1 o menos y normalmente pasan su descarga de aire a través de conductos anulares alrededor del motor. La descarga de aire del fan puede mezclarse con el escape procedente del núcleo motor, o puede descargarse a través de conductos independientes como hemos visto anteriormente.

Los motores turbofans de media relación de paso tienen una relación de paso en la gama de 2:1 a 3:1.

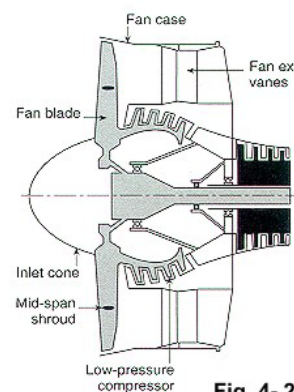


Fig. 4-21

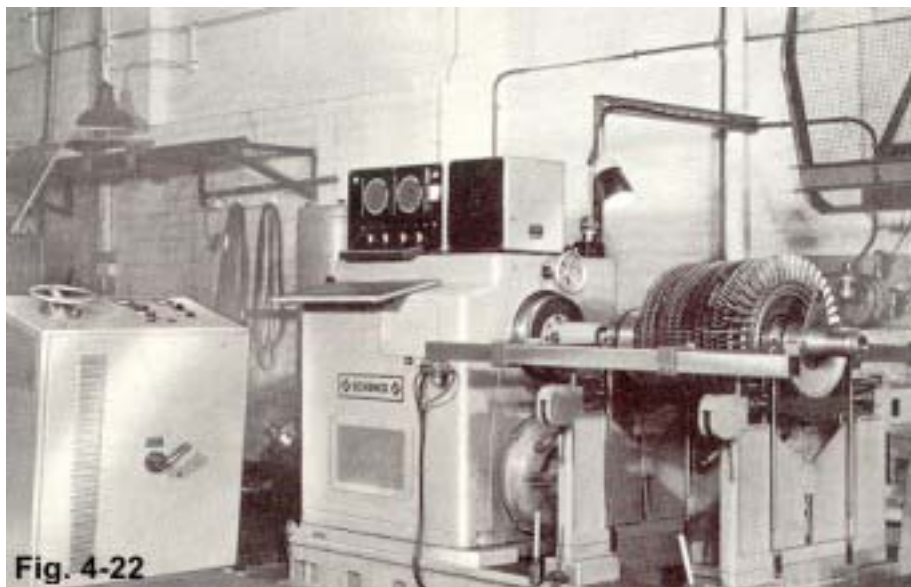
Los motores turbofan de alta relación de paso son los motores de la mayoría de los grandes aviones de transporte. Sus relaciones de paso están de 4:1 hasta tanto como 9:1. Casi todos estos motores descargan el aire de derivación del fan a través de un conjunto de álabes fijos de salida de fan para eliminar el torbellino del aire según sale del cárter de fan. La figura 4-21 muestra este tipo de fan.

Relación de Presión del Turbofan

El motor turbofan ha ganado popularidad porque tiene la característica de una combinación motor/hélice la cual acelera una gran masa de aire y la pasa alrededor de la parte exterior del motor. La relación de presión de un fan es la medida del cambio en presión del aire a medida que fluye a través del fan. Las relaciones de presión del fan van desde 1'4:1 hasta tan alta como 2'6:1.

Equilibrado del Fan

El equilibrado de un rotor de compresor o rueda de fan es una operación extremadamente importante en su fabricación. Debido a las grandes masas de materiales y a sus altas velocidades de rotación, cualquier desequilibrio en los conjuntos principales en rotación es capaz de producir vibración y esfuerzos que aumentan como el cuadrado de la velocidad rotacional y podrían afectar a los puntos de apoyo (cojinetes) de los ejes de rotación y al funcionamiento del motor. El equilibrado preciso de estas piezas en rotación se efectúa en una máquina especial de equilibrado (equilibradora) como la mostrada en la figura 4-22.



Causas y Efectos de la Entrada en Pérdida e Inestabilidad del Compresor

Surges y Stalls

Los álabes de rotor en un compresor de flujo axial son perfiles aerodinámicos similares a los usados en un ala de avión o el rotor de un helicóptero. La sustentación que producen es la fuerza aerodinámica que desplaza al aire a través de las distintas etapas del compresor. Como perfiles aerodinámicos que son, están sujetos a entradas en pérdidas (*stalls*) cuando su ángulo de ataque se hace excesivo.

El ángulo de ataque de cualquier perfil aerodinámico es el ángulo agudo formado entre la cuerda del perfil y el viento relativo. En un compresor de flujo axial, el ángulo de ataque se

determina por dos parámetros: la velocidad del aire que fluye a través del compresor, y la velocidad de rotación del compresor.

La figura 4-23 muestra como se determina el ángulo de ataque de un álabe de compresor. Los álabes guías de estátor cambian la dirección del aire, y el aire que sale de los álabes guías de estátor puede representarse como un vector cantidad que tiene dirección y longitud, y está identificado como vector A. El movimiento del rotor también puede representarse como un vector cantidad cuya longitud se refiere a su velocidad de rotación y cuya dirección es opuesta a la dirección de rotación. Este se ve como el vector B

Uniendo la punta del vector A con la cola del vector B se produce el vector resultante C, que representa la dirección y velocidad del viento resultante. Colocando el vector del viento resultante de manera que apunte al centro de presión del álabe de rotor, nos permite ver el ángulo de ataque del álabe (α).

Obsérvense las dos variables en la figura y como estas afectan al ángulo de ataque. Cualquier descenso en la velocidad del aire de entrada acorta al vector A, y con las RPM permaneciendo iguales, aumenta el ángulo de ataque.

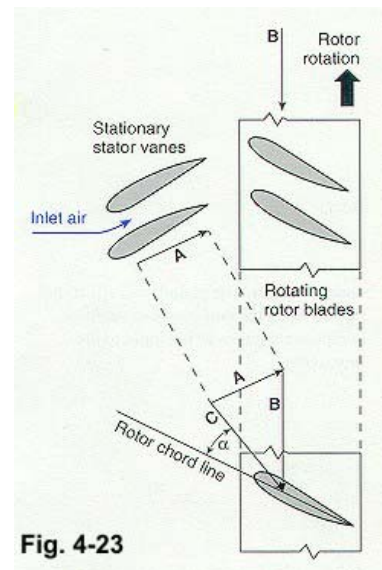


Fig. 4-23

Cuando el ángulo de ataque se hace excesivo, el álabe de rotor entra en pérdida y desestabiliza el suave flujo de aire a través del compresor. Cuando solo unos cuantos álabes entran en pérdida, el efecto es mínimo y se nota por una palpitación o ruido sordo. Cuando el disco completo de compresor entra en pérdida, el efecto puede ser una disminución drástica del flujo de aire a través del motor. Esto puede resultar en un ruido de explosión sonoro, con una fluctuación resultante de las RPM y un serio aumento de la temperatura de los gases de escape. Una entrada en pérdida que afecta a todo el compresor y restringe el flujo de aire a través del motor se llama **surge**.

Algunas de las causas de entrada en pérdida del compresor y del "surge" son:

- Obstrucción de la entrada de flujo de aire
- Excesiva presión en la sección del quemador
- Brusca maniobra de vuelo que impida que el aire fluya directamente dentro del conducto de entrada de aire.
- Ahogo del flujo de aire a través del motor
- Alta componente de viento cruzado, especialmente en el despegue y a baja velocidad

El valor del flujo de aire y relación de presión al cual ocurre una inestabilidad (*surge*) se llama "surge point". Este punto es una característica de cada velocidad del compresor, y la línea que une todos los puntos de "surge", llamada "surge line" (Fig. 4-24), define el mínimo flujo de aire estable que puede obtenerse a cualquier velocidad rotacional. Un compresor se diseña para que tenga un buen margen de seguridad entre el flujo de aire y la relación de compresión a la que normalmente será operado, y el flujo de aire y la relación de compresión a la cual aparece la inestabilidad (*surge*).

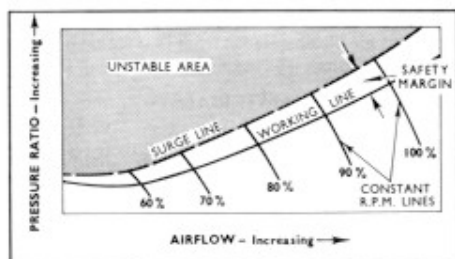


Fig. 4-24

Métodos de Control del Flujo de Aire:

Es necesario usar un sistema de control del flujo de aire que asegure la operación eficiente del motor sobre una amplia gama de velocidad rotacional para mantener el margen de seguridad mostrado en la figura 4-24.

Las dos características de diseño que pueden utilizarse para disminuir o evitar la entrada en pérdida del compresor son los álabes guías variables y los sangrados de aire en interetapas.

Algunos motores tienen álabes guías de entrada variables, y otros también tienen estatores de ángulo variable en las primeras etapas. El ángulo de estos álabes guías se cambia por medio del control de combustible del motor, y se ajusta continuamente de manera que el aire que sale de los álabes guías incida sobre los álabes de rotor de la siguiente etapa en tal dirección que produzca un bajo ángulo de ataque.

La otra manera de disminuir el ángulo de ataque es sangrar parte del aire de las últimas etapas de compresión. Esto disminuye la acumulación de presión y permite un flujo libre del aire a través del compresor. Las válvulas de sangrado están controladas automáticamente por el control de combustible del motor.

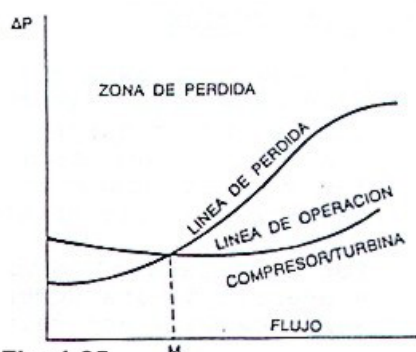


Fig. 4-25

Válvulas de Sangrado

En la operación del compresor quedan diferenciadas dos zonas, una de posible operación y otra denominada zona de pérdida donde el compresor no puede funcionar. En el diagrama de la figura 4-25 se ha añadido la curva de operación conjunta compresor – turbinas, es decir la línea que define lo que tiene que entregar el compresor a la turbina para que el motor opere de una forma estable.

Viendo el diagrama, hasta el punto M se observa que la línea de operación conjunta compresor – turbina, se encuentra por encima de la línea de operación del compresor; esto quiere decir que el compresor a bajo régimen (inferior a M), no es capaz de suministrar el flujo y presión requeridos, por entrar en pérdida. Como la primera operación necesaria para que un motor funcione es el arrancarlo, y en esta fase del motor tendría que operar por debajo de M, será necesario bajar la línea de operación conjunta por debajo de la línea de operación del compresor. Esto se puede conseguir mediante las válvulas de sangrado denominadas de puesta en marcha. Cuando estas válvulas abren, descargan a la atmósfera una cierta cantidad de aire del compresor haciendo que la línea de operación compresor – turbina baje.

Su operación estará limitada hasta un cierto régimen. Dicho régimen puede estar definido en función de unas revoluciones, de un determinado EPR, o de una determinada presión de descarga del compresor.

Sea cual fuere el parámetro de mando de este sistema de sangrado deberá estar al menos formado por tres elementos fundamentales: el emisor de la señal, que puede ser el control de combustible, una sonda de presión, etc., una válvula de control, denominada en algunos motores como válvula de control de sangrado, la cual es la encargada de transformar la señal recibida en una presión bien de origen neumático (por sangrado del compresor) o de origen hidráulico; y las propias válvulas de sangrado.

Volviendo al gráfico de operación del control, hay que considerar lo interesante que es bajo el punto de vista de los rendimientos, el operar en las proximidades de la línea de pérdida. Para acercarse a esta línea hay dos posibilidades, mediante sangrados o con álabes variables. Aunque también es posible una combinación de ambos sistemas.

Álabes guías de paso variable, estator de ángulo variable, álabes de estator giratorios.

El aire al entrar en la primera etapa del compresor es orientado por los álabes guías de entrada

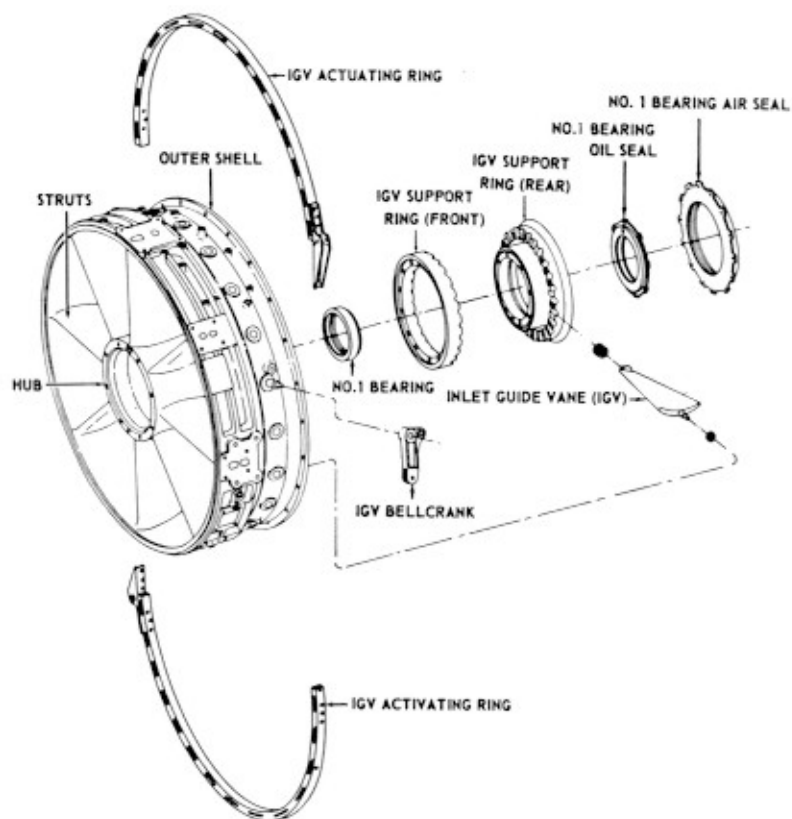


Fig. 4-26 Despiece de un sistema de álabes guías variables.

de manera que fluya en la dirección correcta para ser recogido por los álabes de rotor. Los álabes guías de entrada son similares a los álabes de estátor, pero están diseñados para tener un efecto mínimo sobre la velocidad o presión del aire que entra.

En la mayoría de los motores los álabes guías de entrada son fijos, pero en algunos estos son variables y pueden ajustar su ángulo automáticamente para minimizar la posibilidad de “stall”

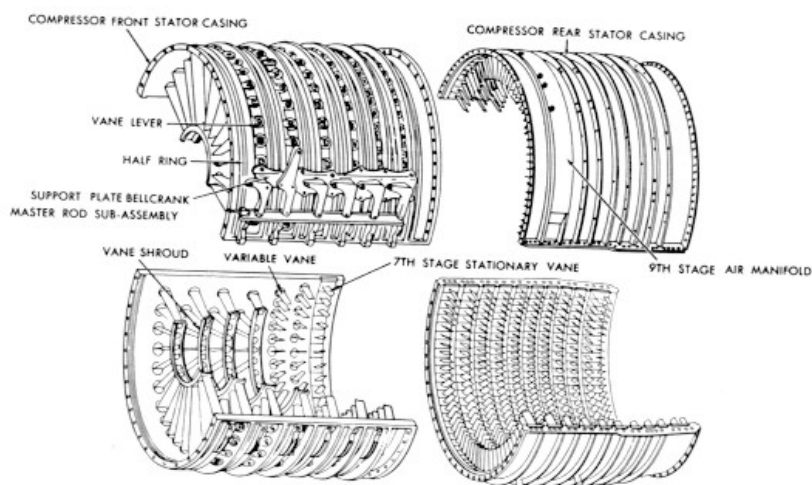


Fig. 4-27 Estatores del compresor, las seis primeras etapas son variables.

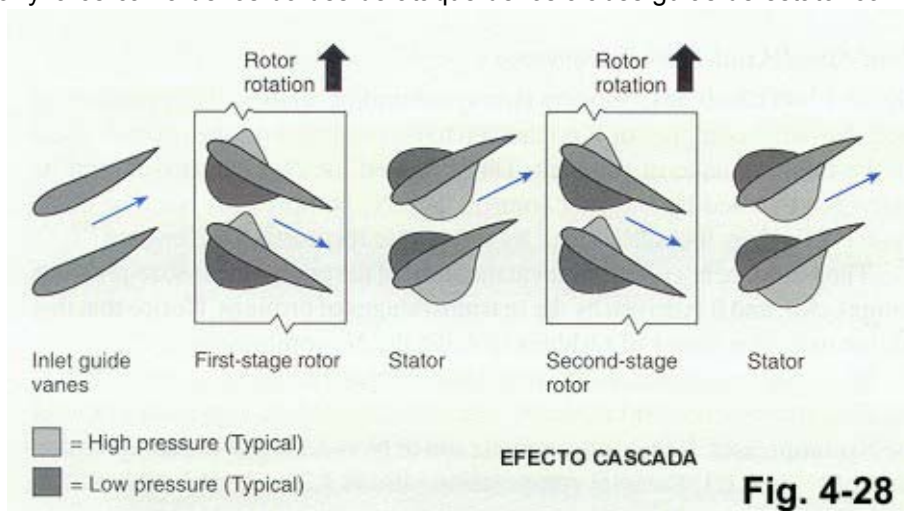
en la etapa frontal de álabes de rotor (Fig. 4-26), estos están controlados hidráulicamente con el combustible procedente del control de combustible. Este sistema estará formado por un

control de álabes variables, que es sensible a las r.p.m. del motor y a la temperatura del aire de admisión, unos cilindros de actuación, un conjunto de anillos de sincronización y las bieletas de mando a los propios álabes.

Algunos diseños de motor también usan estatores de ángulo variable en las primeras etapas del compresor (Fig. 4-27) para reducir o bajar los ángulos de ataque en las etapas delanteras de forma que los ángulos altos a baja velocidad del motor no sean ángulos de entrada en pérdida (*stall*).

Efecto Cascada

La comparación de los álabes de rotor y los álabes de estátor con las alas de un avión y los rotores de un helicóptero tiene sus limitaciones. La estrecha proximidad de muchos álabes de compresor y la cercanía de los bordes de ataque de los álabes guías de estátor con los bordes



de salida de los álabes de rotor originan un cambio de efecto de cascada mas bien complejo en el desarrollo normal de la presión. Las convexidades de los álabes de rotor y los álabes de estátor están opuestas. Esto le permite al aire a alta presión procedente del álabe de estátor introducirse en la baja presión producida por el álabe de rotor siguiente. Esta serie de diferenciales de presión a través de todas las etapas origina una acción de bombeo que desplaza al aire a través del compresor.

A medida que el aire fluye a través del compresor, su presión aumenta y, si el área a través de la cual fluye fuese uniforme, su velocidad disminuiría. Para mantener su velocidad constante a través del compresor, los álabes de las últimas etapas deben ser mas cortos que los de las etapas delanteras, haciendo que el paso a través del cual el aire fluye se haga más pequeño a medida que la presión aumenta.

Relación de Compresión

Como se mencionó antes, la relación de compresión de un compresor de flujo axial es alta. La relación de presión por cada etapa es baja, pero usando un gran número de etapas, la relación total puede ser muy alta.

Si la relación de presión a través de cada etapa es solo de aproximadamente 1'2:1, la presión del aire en la descarga de cada etapa es de 1'2 veces la presión del aire a la entrada de cada respectiva etapa. La relación total de presión puede determinarse hallando la elevación de presión en cada etapa y luego dividiendo la presión final por la presión a la entrada. Por ejemplo, si hay nueve etapas, y cada etapa tiene una relación de presión de 1'2, la relación total de presión es 5'16. Véase la figura.

Stage	Inlet Pressure (psi)	Pressure Ratio	Discharge Pressure (psi)
1	14.7	1.2	17.64
2	17.64	1.2	21.17
3	21.17	1.2	25.40
4	25.40	1.2	30.48
5	30.48	1.2	36.58
6	36.58	1.2	43.90
7	43.90	1.2	52.68
8	52.68	1.2	63.22
9	63.22	1.2	75.86

The total compression ratio is
 $75.86 \div 14.7 = 5.16$

Fig. 4-29

Si se conoce la presión de descarga, la presión de entrada, y el número de etapas de compresión, la elevación de presión por etapa puede hallarse extrayendo la raíz n de la relación de compresión, siendo n el número de etapas de compresión. La elevación de presión por etapa del compresor en la figura 4-29 puede hallarse usando la siguiente formula:

$$\text{Elevación de presión por etapas} = \sqrt[n]{CR}$$

$$= CR^{\frac{1}{n}}$$

$$= 5^{16^{\frac{1}{9}}}$$

$$= 1.2$$