

**Conocimientos teóricos para el Alumno de Piloto de  
Transporte de Línea Aérea**

**CESDA**

**EL MOTOR DE TURBINA**

**Ernest Vallbona Vilajosana**

# Tabla de contenido

1. INTRODUCCIÓN AL MOTOR DE TURBINA.....	2
2. ENTRADAS DE AIRE .....	12
3. COMPRESOR .....	16
4. CÁMARA DE COMBUSTIÓN .....	25
5. TURBINA .....	30
6. TOBERA DE ESCAPE.....	36
7. PRESIÓN, TEMPERATURA Y VELOCIDAD .....	41
8. REVERSA .....	42
9. PERFORMANCE Y AUMENTO DE EMPUJE .....	46
10. SANGRADO DE AIRE .....	50
11. CAJA DE ACCESORIOS.....	54
12. AUXILIARY POWER UNIT (APU) .....	57
13. IGNICIÓN.....	61
14. ARRANQUE .....	64
15. PROBLEMAS DEL ARRANQUE.....	68
16. SISTEMA DE COMBUSTIBLE.....	70
17. COMBUSTIBLE PARA REACTORES .....	75
18. SISTEMA DE LUBRICACIÓN.....	79
19. EMPUJE.....	87
20. BIBLIOGRAFÍA .....	94
<b>ANEXOS</b>	
Anexo 1. SUPERSONIC AIR INTAKES.....	96
Anexo 2. FUEL SPRAY NOZZLES.....	104
Anexo 3. ACTIVE CLEARANCE CONTROL .....	107



# 1. INTRODUCCIÓN AL MOTOR DE TURBINA

La propulsión por escape de gas (*jet propulsion*) puede definirse como la fuerza que se genera en sentido opuesto a la de expulsión de los gases.

El primer motor de reacción de la historia puede atribuirse a Hero de Alexandria, alrededor de 250 aC. Este motor consistía de una esfera con dos toberas soportada por una base que se calentaba por su parte inferior. El fluido contenido en la base, al incrementar su temperatura salía a presión por las dos toberas de escape.



Los motores de turbina se basan en la **3ª ley de Newton (acción-reacción)**.

No obstante, el primer motor de reacción aplicado a la aviación fue desarrollado por el alemán Hans von Ohain en 1936. El motor era el HeS 3 y se utilizó para propulsar el primer avión a reacción de la historia, el Heinkel HE-178. Paralelamente, el ingeniero inglés Frank Whittle también realizó estudios sobre el motor de turbina de gas, aunque fueron los alemanes los que se avanzaron.

*¿Qué es un motor de turbina de gas?*

- ✓ Un mecanismo que quema una mezcla de combustible y aire y diseñado de tal forma que los gases resultantes producto de la combustión empujen a un objeto.
- ✓ Cuanto **más combustible quemado**, mayor será la fuerza de reacción y por tanto **mayor empuje**.

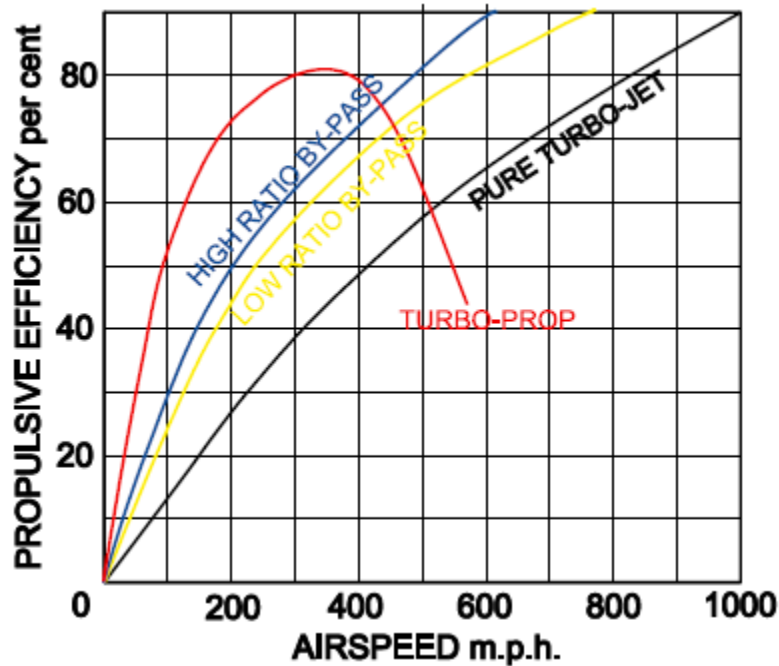
## LEYES DE NEWTON

- ✓ **1ª ley:** un cuerpo continúa en MRU si no se le aplica una fuerza externa.  $\sum \mathbf{F} = \mathbf{0}$
- ✓ **2ª ley:** un cuerpo al que se le aplica una fuerza mantendrá un MRUA.  $\sum \mathbf{F} = \mathbf{m} \cdot \mathbf{a}$
- ✓ **3ª ley:** cuando se aplica una fuerza sobre un cuerpo se produce una fuerza de igual magnitud pero de sentido contrario.

El empuje se expresa de la siguiente manera:  $\mathbf{E} = G (\mathbf{V}_s - \mathbf{V}_e)$

También aparece el término **eficiencia propulsiva**, que es la relación entre lo que obtenemos y lo que hemos empleado. La forma de conseguir empuje se puede realizar de dos modos distintos:

1. Acelerando poco una gran masa de aire (turbo-hélices). Método preferido, pues se ha comprobado que las pérdidas de empuje por turbulencia son menores y la eficiencia es mayor.
2. Acelerando mucho una pequeña masa de aire (turbojet y turbofan).

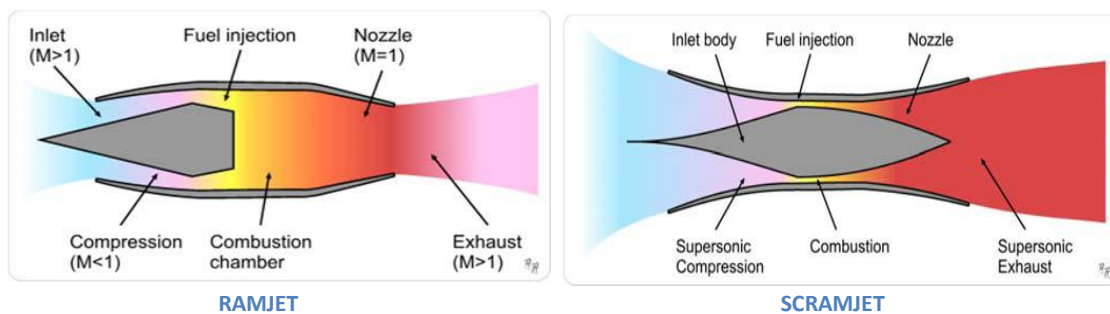


**SPECIFIC FUEL CONSUMPTION (SFC):** relación entre la masa de combustible y la potencia.

Se mide en  $\left[ \frac{Kg/s}{W} \right]$  o típicamente en Kg/CV·h.

Hay diferentes tipos de motores jet:

- **Cohetes:** combustionan sustancias en su interior.
- **Reactores para aviación (air jets):** necesitan aire atmosférico para poder operar. Pueden ser de dos tipos:
  - **Compresión dinámica:** debido a la velocidad del aire (ramjet, scramjet).
  - **Compresión estática:** contienen compresores (turbojet, turbofan, turbo-hélice, turboshaft).



Tanto los motores ramjet como los scramjet sólo funcionan a alta velocidad. Los **ramjet** operan en la gamma de velocidades de entre 3.0 y 6.0 Mach. Fuera de estas velocidades no funcionan bien. La compresión de estos motores es **subsónica**. En cambio, los motores **scramjet** la compresión es **supersónica**. Son motores en que la combustión es instantánea (utiliza hidrógeno como combustible, ya que no crea fricción). La velocidad límite es de 20.0 Mach.

## 1.1 MOTORES DE COMPRESIÓN ESTÁTICA

Vamos a estudiar el más simple, el turbojet, pues los turbofan y turbo-hélices se basan en los mismos principios que rigen al motor turboreactor puro (salvo pequeñas diferencias).

- **Entrada de aire (*intake*)**

Capta la masa de aire del exterior y la introduce al compresor. A mayor velocidad mayor gasto másico (G) y mayor empuje. El gasto másico se mide en Kg/s.

- **Compresor**

Ubicado detrás de la toma de aire. Se encarga de comprimir el aire (disminuir su velocidad) antes de introducirlo en la cámara de combustión. El empuje aumenta cuanto mayor es la compresión (mayor ratio de compresión). Pueden ser:

- **Centrífugos** (3 ó 4 etapas) → comprimen el aire desde el centro al exterior (90°).
- **Axiales** (13 o más etapas) → comprimen el aire a través del centro.

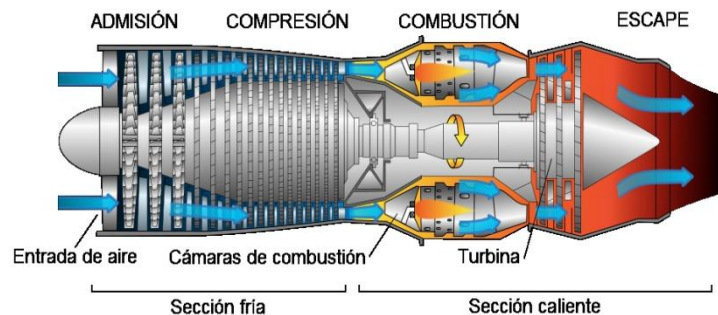
- **Turbina**

El aire sale expulsado a toda velocidad de la cámara de combustión y mueve los álabes de la turbina. Está compuesta por **una o más etapas** (juego de palas rotor + estator). El movimiento de los álabes de la turbina acciona el eje que mueve el compresor.

**Spool:** es el conjunto de compresor + eje + turbina.

- **Tobera (*nozzle*)**

El aire sale a alta velocidad por la tobera y genera una fuerza de reacción contraria (empuje).

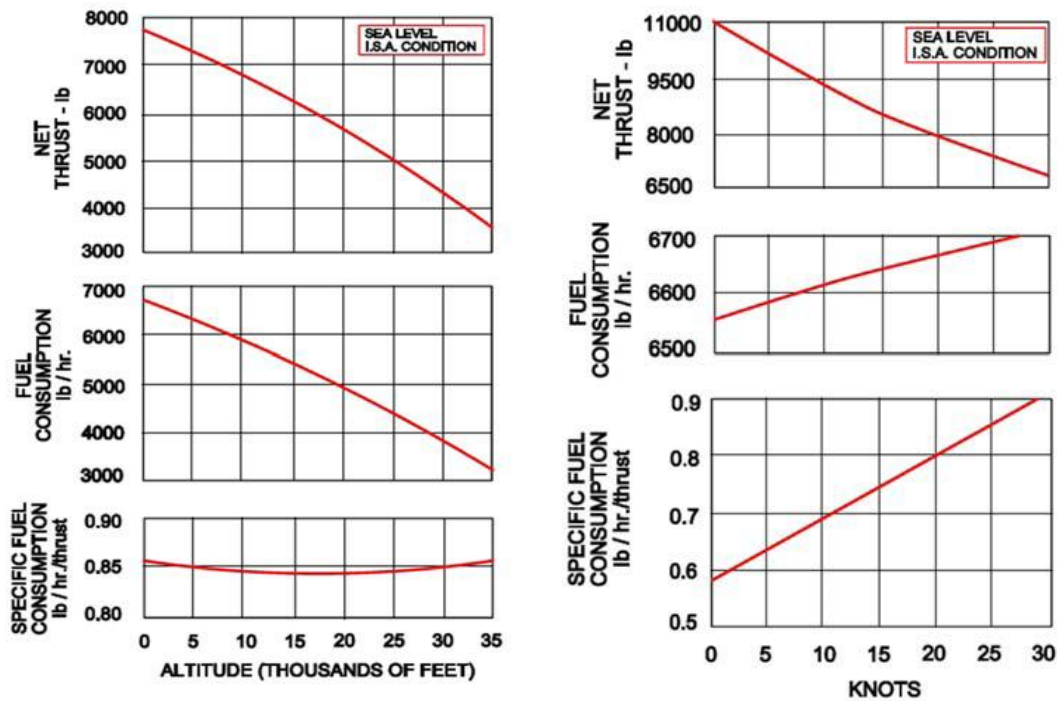


El empuje varía con la altitud.

- A **mayor altitud, disminuye el empuje** (ya que la densidad disminuye).

El empuje también es función de la velocidad.

- A **mayor velocidad, disminuye el empuje** (ya que el aire es más turbulento).



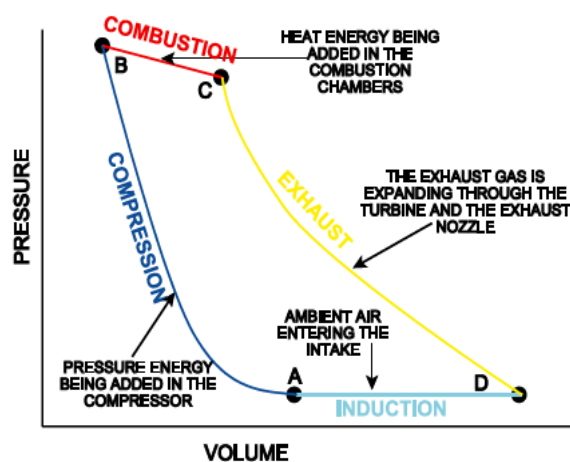
## 1.2 CICLO BRAYTON

A diferencia de los motores de pistón, el motor a reacción es un motor de **ciclo abierto** que opera a **presión constante**.

- Recordemos que:
  - **Motor de pistón:** ciclo OTTO → ciclo cerrado a volumen cte.
  - **Motor de reacción:** ciclo BRAYTON → ciclo abierto a presión cte.

Los ciclos del motor a reacción son:

1. Admisión
2. Compresión
3. Combustión
4. Escape



A diferencia del motor de pistón, el motor de reacción **genera continuamente trabajo (W)**. Este es uno de los motivos por los que los reactores tienen una **mejor relación potencia/peso** que los motores de explosión.

En las cámaras de combustión de los motores a reacción, al trabajar a presión cte. , no se generan picos de presión de 1000 psi como en los motores a pistón. Por lo tanto, **no se requieren materiales tan resistentes y pesados** comparados con los motores de explosión. Además, al no existir tanto el problema de la detonación, pueden usar combustibles con un índice de detonación más bajo (AVTUR).

### LÍMITE DE TEMPERATURA DEL MOTOR

El componente que más sufre de un motor a reacción son las **primeras etapas de la turbina**, pues es el primer punto donde llegan los gases calientes. El límite de temperatura que puede alcanzar el motor dependerá de la resistencia de materiales empleados en las palas de la turbina y en la tobera de escape.

Actualmente se emplean materiales que aíslan muy bien el calor y que a su vez son resistentes, como el **titanio**.

### LEY DE LOS GASES APLICADA A LOS MOTORES DE TURBINA

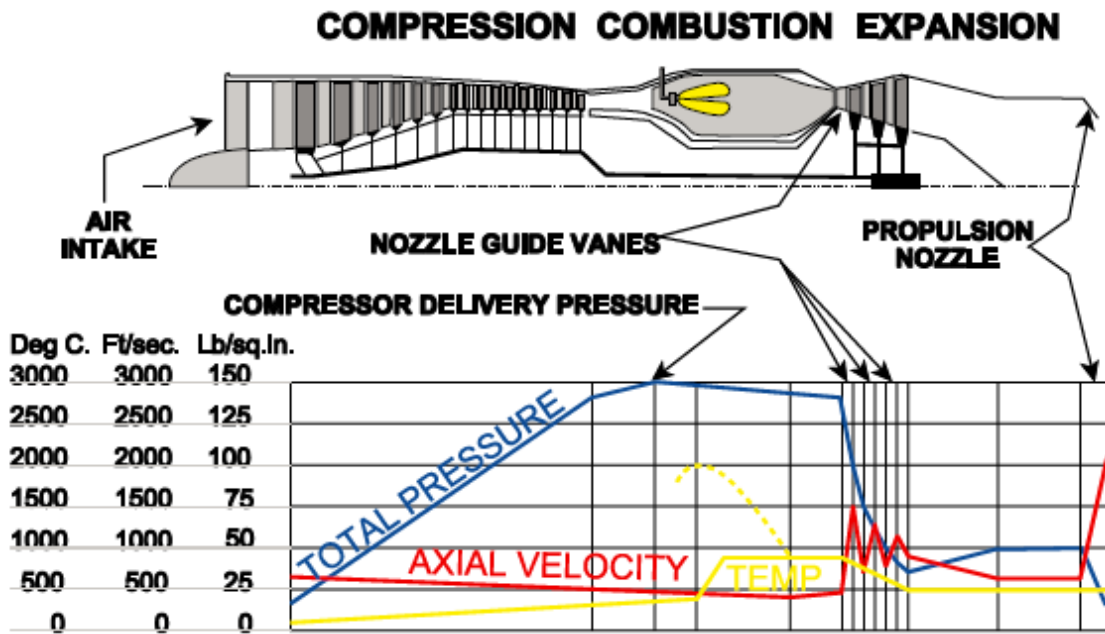
La ley de los gases afirma que el producto de la presión por el volumen en cada uno de los ciclos del motor de turbina es directamente proporcional al incremento de temperatura.

$$\frac{P \times V}{T} = K$$

Los cambios en presión, volumen y temperatura suceden en los ciclos de trabajo, esto es, en la compresión, combustión y escape.

- **Compresión:** en esta fase, el aire aumenta su presión y disminuye su velocidad, aumentando su temperatura. Si conseguimos **altos ratios de compresión** aumentaremos la eficiencia térmica y disminuirá el SFC. La temperatura exterior también afecta al motor. A bajas temperaturas la densidad es mayor, por lo que el motor deberá trabajar más fuerte para mantener las RPM cte (se notará una breve bajada de % N<sub>1</sub> si no lo compensa el FADEC).
- **Combustión:** aquí se inyecta combustible que reacciona con el aire, aumentando la temperatura y el volumen, manteniendo una presión casi cte.
- **Expansión:** el aire sale disparado hacia la turbina. El volumen aumenta, por lo que la presión y la temperatura disminuirán.

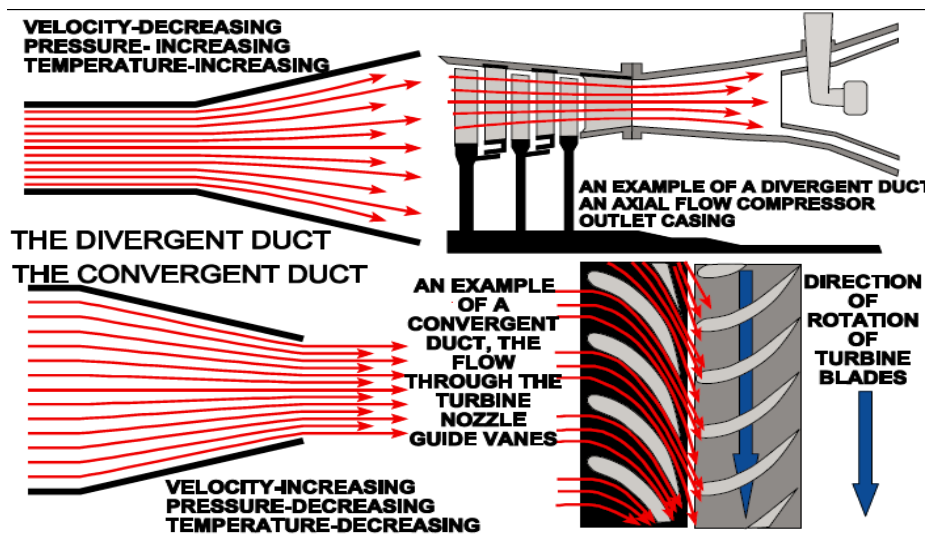




**DISEÑO DE CONDUCTOS**

El diseño de los conductos y pasadizos interiores del motor de turbina es vital. Hay dos tipos de conductos:

- **Conductos divergentes** → su función es disminuir la velocidad (aumentar la presión). Se encuentran sobre todo antes de la cámara de combustión, para asegurarse que el flujo tenga la máxima presión posible.
- **Conductos convergentes** → aceleran la velocidad del flujo de aire (disminuyen su presión). Se encuentran después de la cámara de combustión, antes de la turbina, para acelerar el flujo de aire que va hacia los álabes de la turbina.





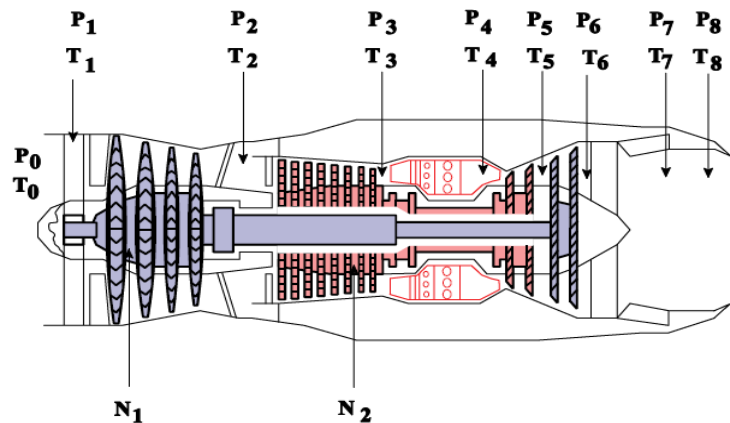
## FLUJO DE AIRE EN UN REACTOR DE BAJO ÍNDICE DE DERIVACIÓN (LOW BY-PASS RATIO)

**Índice de derivación (*by-pass ratio*):** relación entre la cantidad de aire que pasa por fuera de la cámara de combustión (flujo secundario) y la que pasa por dentro (flujo primario).

- ✓ **Low by-pass ratio** → 1:1 ó 2:1 típicamente
- ✓ **High by-pass ratio** → 5:1 a 8:1 e incluso 9:1 en el motor GE 90 del B777.

El motor del dibujo corresponde a uno de doble eje y de **bajo índice de derivación**. A la salida del compresor de baja ( $P_2$   $T_2$ ) el aire se divide en dos flujos, uno que pasa por fuera del eje central y el otro que pasa por dentro. Pasada la turbina de baja ( $P_6$   $T_6$ ) los dos flujos se vuelven a juntar.

Los motores con índice de derivación proporcionan mayor eficiencia propulsiva que los turboreactores puros.

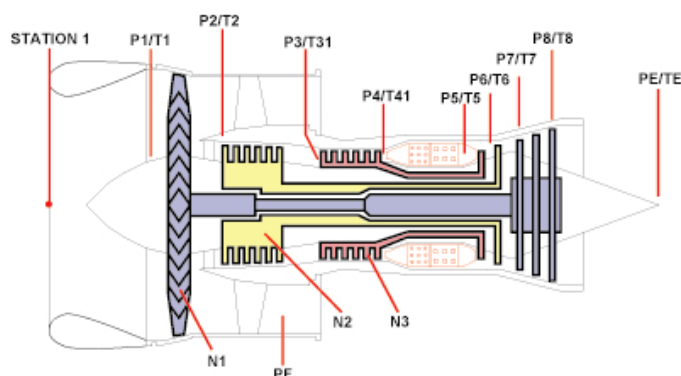


*Nota: los motores con alto índice de derivación (high by-pass ratio) permiten SFC más bajos que los motores con bajo índice de derivación.*

## FLUJO DE AIRE EN UN REACTOR CON ALTO ÍNDICE DE DERIVACIÓN (HIGH BY-PASS RATIO)

Es muy parecido al anterior, pero ahora el flujo de aire entra en el flujo secundario después de pasar por el **fan**, donde se le aumenta la presión y reduce la velocidad en primera instancia. Los aviones con alto índice de derivación (turbofan) tienen una

eficiencia propulsiva comparable a la de los turbohélices. En este caso, existen 3 ejes (*triple-spool engine*). El motor de la foto es un Rolls Royce RB-211.



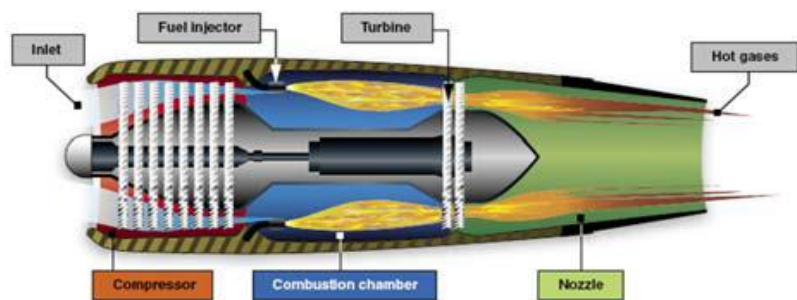
## 1.3 TIPOS DE CONSTRUCCIÓN

### TURBOJET

El aire se coge en la toma de aire, se comprime en el compresor, se mezcla y quema en la cámara de combustión y se expande por la turbina y la tobera de escape.

- ✓ Admisión → toma de aire
- ✓ Compresión → compresor de baja y alta ( $N_1$  y  $N_2$ )
- ✓ Combustión → cámara de combustión
- ✓ Expansión → turbina (alta y baja) y tobera de escape.

Es el tipo de reactor más simple, y el primero que apareció. Tiene una sección pequeña (forma tubular –de cigarro–) y es **eficiente a velocidades supersónicas**. Es **ineficiente a velocidades subsónicas** y es relativamente **ruidoso**.



Puede ser de simple eje (*single spool*) o de múltiple eje (*multi-spool*).

- **Simple eje:** sólo tiene un eje. Es bastante ineficiente.
- **Múltiple eje:** los ejes (*spools*) que mueven los compresores rotan uno dentro del otro. Cada compresor es movido por una turbina distinta. Con esto se pueden conseguir velocidades óptimas de rotación del compresor.

### TURBOFAN

Sólo una pequeña parte del aire que sale del fan entra en el núcleo central para promover la combustión. El resto pasa por el conducto secundario (*by-pass duct*) donde se volverá a encontrar con los gases del flujo primario después de la turbina.

Las palas del fan son **muy eficientes** y generan una cantidad de empuje destacable sin necesidad de combustión.

Principales ventajas:

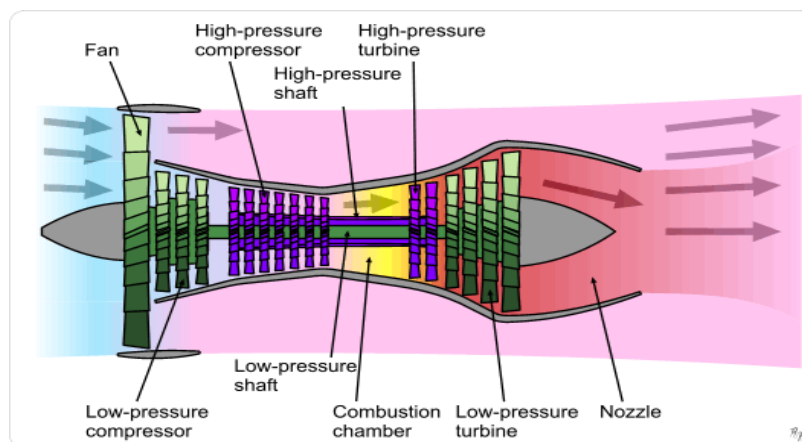
- ✓ **Reduce** el consumo de combustible (FF).
- ✓ **Mayor eficiencia propulsiva** → se empuja una mayor masa de aire hacia el compresor a menor velocidad (mayor presión).
- ✓ **Menor ruido** → el aire sale de la tobera a menor velocidad y genera menos fricción con la atmósfera (menos ruido).
- ✓ El flujo de aire secundario **refrigera el motor**.

Principales desventajas:

- ✓ Gran complejidad
- ✓ Motores de mayor diámetro
- ✓ Palas más pesadas
- ✓ Mayor exposición a **FOD (Foreign Object Damage)** y hielo
- ✓ La velocidad rotacional está limitada

Los motores turbofan tienen **más de un eje (spool)**:

- **Doble eje (twin-spool):**
  - La turbina de baja mueve al compresor de baja y al fan.
  - La turbina de alta mueve al compresor de alta.
- **Triple eje (triple-spool):**
  - La turbina de baja mueve al fan.
  - La turbina intermedia mueve al compresor de baja.
  - La turbina de alta mueve al compresor de alta.



$\frac{\text{Mass flow through the by-pass}}{\text{Mass flow through the core}}$
--

En los motores turbofan introducimos el concepto de **índice de derivación (by-pass ratio)**. Es la relación entre el flujo de aire secundario y el flujo de aire primario.

Así pues, tenemos:

- **Low by-pass ratio** → hasta 1,5
- **Intermediate by-pass ratio** → de 1,5 a 3,5
- **High by-pass ratio** → más de 3,5

Los motores de última generación (*Rolls Royce Trent*) tienen índices de derivación de hasta 8,5. El GE90 (motor que monta el B777) tiene un índice de derivación de 9:1.

## TURBO-HÉLICE

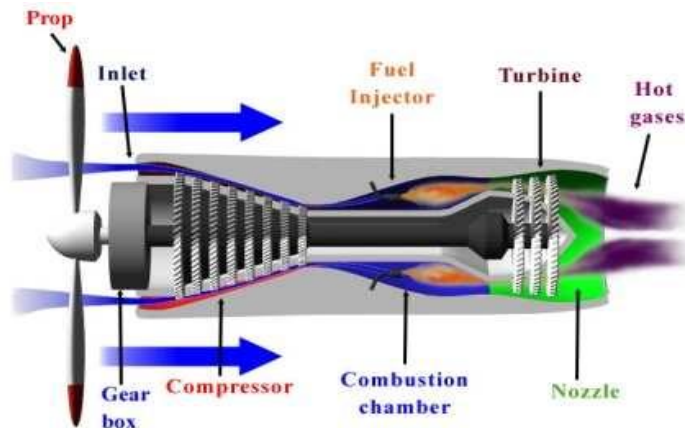
La turbina se utiliza para mover una hélice, vía un mecanismo de reducción (*reduction gear*). Es **muy eficiente** propulsivamente hablando, ya que mueve mucha cantidad de aire a poca velocidad.

El empuje se produce en las siguientes medidas

- 90% hélice
- 10% gases de escape

Hay dos tipos de configuraciones:

- ✓ **Direct drive** → el eje que mueve al compresor también mueve la hélice.
- ✓ **Free turbine** → se trata de una turbina que se dedica a mover exclusivamente la hélice. Tiene ventajas:
  - Reduce el **esfuerzo de torsión** en la puesta en marcha.
  - Permite operar la hélice a **bajas rpm** durante el rodaje, evitando el desgaste de los frenos y la contaminación acústica.
  - Se puede instalar un freno de hélice (**rotor parking brake**) que evita que las hélices giren en molinete en condiciones de viento intenso (con la ACFT parada).



Ventajas del turbo-hélice:

- **Alta eficiencia** a velocidades subsónicas
- Bajo consumo de combustible

Desventajas del turbo-hélice:

- Velocidad limitada
- Elevado ruido
- Complejidad en la transmisión del motor

**Disminuyen las performances a mayor altitud**

## 2. ENTRADAS DE AIRE

### 2.1 INTRODUCCIÓN

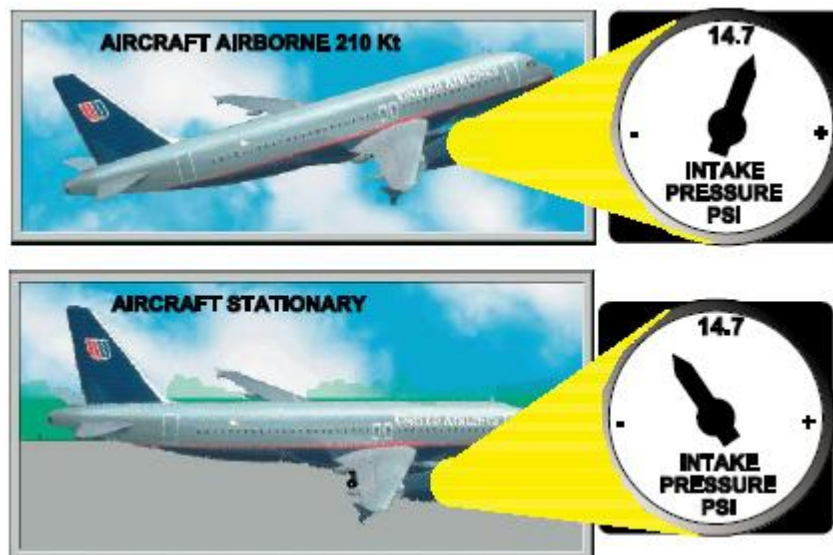
Los requisitos son un adecuado **suministro de aire atmosférico** y una **mínima pérdida de energía** (paredes lo más lisas posibles, si son rugosas la velocidad se pierde). Tienen que cumplirse en todos los rangos de operación del avión.

La eficiencia del compresor depende del flujo que recibe:

- Laminar, menos turbulento a la entrada del compresor: su diseño es vital para el rendimiento del motor. Eficaz a todas las velocidades i ángulos de ataque para evitar la pérdida en el compresor: *compressor stall*.
- Presión mayor a la atmosférica (*Ram pressure* = presión de impacto).

**Objetivos de una entrada divergente:** por *Bernoulli* la velocidad disminuye y la presión estática  $\uparrow$ . Para evitar la pérdida del compresor  $\rightarrow$  distribución del flujo uniformemente a través de la entrada del fan/compresor.

En vuelo hay un incremento de la presión de entrada debido al efecto dinámico (*ram effect*).



### 2.2 TIPOS DE ENTRADAS

Existen dos tipos de entradas:

- Subsónicas
- Supersónicas

## SUBSÓNICAS

El conducto de entrada es **divergente**, por lo que se produce el siguiente efecto → **aumenta la  $P_{Dinámica}$**  (principio de Bernoulli). Los labios de las entradas de aire subsónicas son **redondeados** y **suaves**, para evitar que se genere turbulencia en condiciones de viento cruzado y cuando se guiña la aeronave.

Este carenado está protegido contra el hielo por **sistemas anti-hielo**. El aire caliente procede del compresor.



Las entradas de aire subsónicas no alteran la dirección del flujo de aire, por lo que las **pérdidas de energía** son **mínimas**.

A velocidades supersónicas la **eficiencia disminuye** drásticamente debido a la formación de **ondas de choque** en la entrada de la toma de aire. Asimismo, a **elevados ángulos de ataque** (baja

velocidad) se produce **turbulencia** dentro de la toma de aire.

Dichas entradas de aire pueden incluir unas compuertas secundarias de aire (**secondary inlet doors**) cuya función es abrirse para dejar paso a una cantidad adicional de aire cuando la aeronave se encuentra a **alta potencia** y:

- Estacionaria
- Volando a altos ángulos de ataque (baja velocidad)

Las tomas de aire subsónicas son empleadas en la mayoría de aeronaves comerciales (ej: B737, A320...).

## SUPERSÓNICAS

Ver anexo 1.

## 2.3 CONSIDERACIONES OPERACIONALES

### ❖ DESPEGUE

Aparecerá **turbulencia** a **altos ángulos de ataque** y con **viento cruzado**. Puede ocurrir una pérdida del compresor.

Para evitar estos efectos adversos → se deberá seguir los procedimientos de despegue especificados en el AFM. Normalmente es acelerar a una velocidad de **60-80 kts** antes de aplicar potencia de despegue (TO thrust).

### ❖ ENGELAMIENTO

La formación de hielo en la toma de aire puede provocar también una pérdida del compresor y el *surge*. Las condiciones que favorecen la formación de hielo son:

- OAT < 10°C
- Humedad visible
- Agua en la pista
- RVR < 1000 m

En cualquiera de estos casos es necesario usar los **anti-hielo de motor**.

### ❖ DAÑO EN LA TOMA DE AIRE

**Desperfectos** o **rugosidades** en el interior de la toma de aire provocarán turbulencia interna, que puede propiciar la pérdida del compresor. Se debe prestar especial atención en el *walk around* en los labios y partes internas de la toma de aire, observando que no haya rugosidades.

### ❖ FOREIGN OBJECT DAMAGE

El **FOD** (o *Foreign Object Damage*) se produce por impacto de piedras u otros materiales contra la toma de aire y las palas de fan. Este impacto puede suceder incluso a bajas RPM del compresor.

Se debe comprobar en el *walk around* que el área justo delante y detrás del motor está libre de objetos propicios a causar FOD.

### ❖ TURBULENCIA EN VUELO

La turbulencia en vuelo puede:

- Entorpecer el aire que entra al compresor.
- Provocar un **flameout**.

Se deberá seguir las especificaciones del AFM. Normalmente se seleccionan las **RPM/EPR correctas** y se activa la ignición en continua (**CONT**).

### ❖ OPERACIONES EN TIERRA

Cuando la aeronave esté parada durante un cierto tiempo, se deberá proteger la entrada de aire con fundas, para evitar daños por FOD. Del mismo modo, cuando se realice la inspección exterior, se deberá comprobar que el área alrededor de la entrada de aire está **libre de objetos** que puedan dañarlo.

También se debe proteger las palas del fan para evitar que giren en molinete debido al viento. Cuando sucede esto, se siente un sonido característico.



Cuando se opera en tierra (encendido, rodaje y reversa) se debe operar a **mínima potencia**, pues el riesgo de FOD es muy alto. Antes de la puesta en marcha, la tripulación de vuelo debe asegurarse que el área alrededor de la turbina está **libre de personal de tierra**, pues podría ser absorbido por el motor.

- Cuando se proceda a la puesta en marcha, se deberá avisar por **comunicación interna piloto-personal de tierra** y mediante la **luz de beacon**.





## 3. COMPRESOR

La función del compresor es incrementar la presión del aire antes de introducirlo a la cámara de combustión.

Existen dos tipos de compresores:

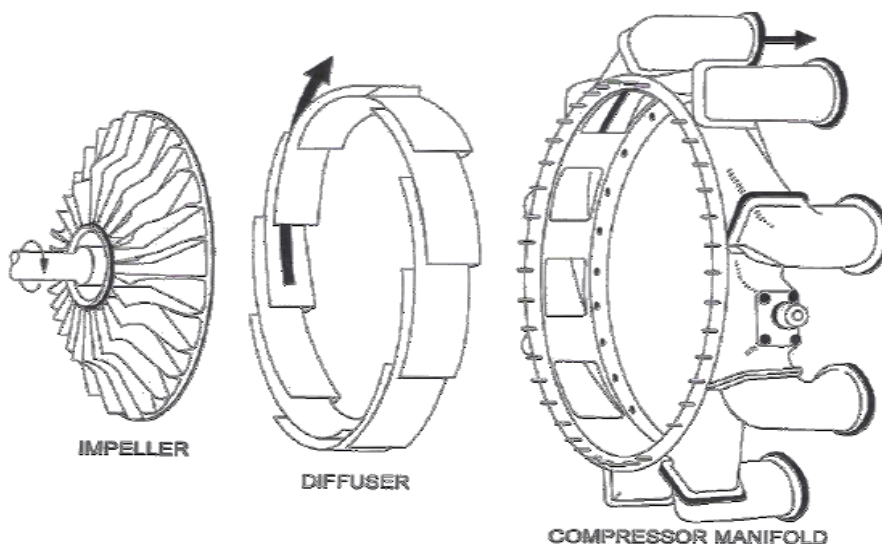
- ✓ **Centrífugo**
- ✓ **Axial**

Convertir **ENERGÍA CINÉTICA**  
(velocidad) en **ENERGÍA**  
**POTENCIAL** (presión)

### 3.1 COMPRESOR CENTRÍFUGO

La acción de la turbina hace rotar las palas del compresor a alta velocidad. En este compresor, el aire se introduce continuamente en el centro de las palas (*impeller*) y por fuerza centrífuga se ve expulsado hacia el exterior de las puntas → **rota 90°**.

Aunque la velocidad se acrecienta ligeramente, la **presión también aumenta** debido a la **forma divergente** de los álabes del compresor.



El aire fluye hacia el **difusor** (formado por palas divergentes) que recoge el flujo de aire tangencial que sale del rotor. **La presión incrementa y la velocidad disminuye**. Este aire del difusor **cambia 90°** y se introduce en la cámara de combustión.

El incremento de presión se realiza:

- ✓ 50% en el rotor
- ✓ 50% en el difusor

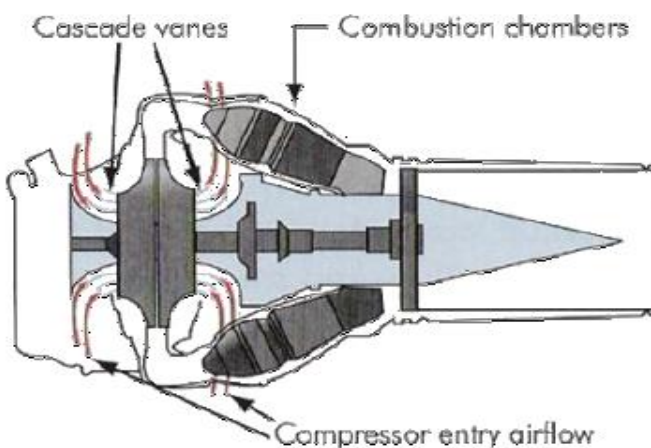
Existe un franqueamiento (*tip clearance*) entre los álabes del rotor y los álabes del difusor.

- ✓ Si el franqueamiento es **pequeño** → se puede producir vibración y flujo irregular.
- ✓ Si el franqueamiento es **grande** → se producen pérdidas de presión.

Los ratios de compresión de los **compresores de una etapa** son del orden de **4:1** ó **5:1**. Si se quiere incrementar el  $R_c$  se puede poner otra etapa en serie (el  $R_c$  aumenta hasta 12-15:1). Más allá de 2 etapas sería inviable, pues las fuerzas centrífugas serían demasiado altas.

Los compresores de una etapa pueden ser de:

- ✓ **Un solo lado**
- ✓ **Doble lado** → tienen un diámetro menor pero son menos eficientes y la forma de distribuir el aire es más compleja.



*Nota: se instalan álabes en forma de cascada (**cascade vanes**) al exterior del compresor. Su función es hacer girar el aire a altos ángulos, aumentando así la presión.*

Las **ventajas** del compresor centrífugo son:

- ✓ Barato y fácil de construir
- ✓ Más robusto (menos susceptible al FOD, pérdida del compresor y *surge*<sup>1</sup>)
- ✓ Eficiente para aplicaciones pequeñas (pequeños reactores, turbo-hélices...)
- ✓ Es más pequeño y pesa menos

Las **desventajas** del compresor centrífugo son:

- ✓ Sección frontal elevada
- ✓  **$R_c$  bajos**

Se suelen usar en las APUs, helicópteros y en turbo-hélices (motor PT6 de la B200).

<sup>1</sup> *Surge*: rebufitamiento. Es cuando el aire en vez de entrar al compresor sale expulsado hacia adelante.

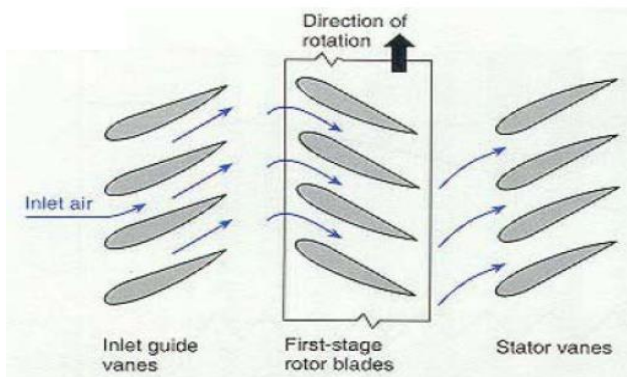
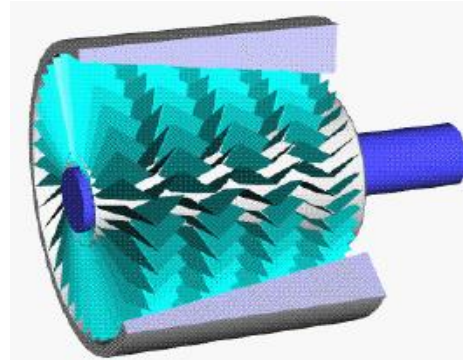
### 3.2 COMPRESOR AXIAL

Consiste de juegos de **palas rotor + palas estator**. Las palas rotor están unidas entre sí y las palas estator están unidas a la carcasa del compresor.

El espacio que hay entre las palas rotor y las palas estator tiene **forma divergente** → esto **aumenta la presión**.

En cada etapa del compresor, el  $R_c$  es de sólo **1.1-1.2:1**. Ahora bien, pueden existir hasta 29 etapas en total (correspondiente a  $R_c$  de hasta **35:1** en el motor RB-211). Estos motores de gran potencia tienen 3 ejes (*spools*) →  $N_1$ ,  $N_2$  y  $N_3$ .

La temperatura a la salida del compresor es de aproximadamente **600°C**.



Antes de entrar en el compresor, el aire pasa por los álabes guía de entrada (**inlet guide vanes - IGV**). Estos álabes son **estacionarios** y aseguran que el flujo de aire entre en un **ángulo óptimo**.

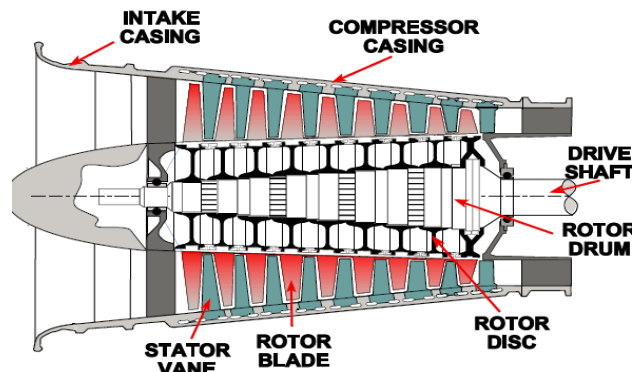
Las últimas palas estator del compresor eliminan los torbellinos y proporcionan el flujo de aire al difusor, donde la

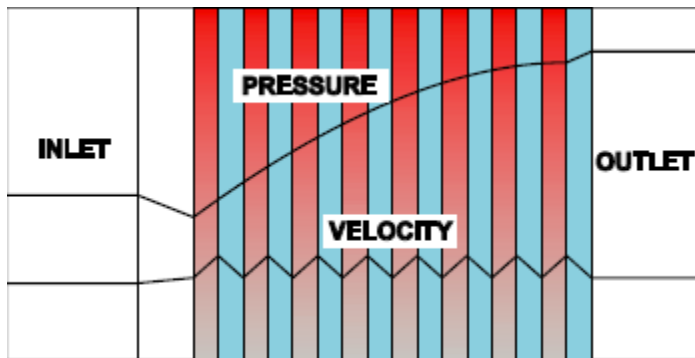
presión se incrementará todavía más.

A grosso modo, la función de las palas del compresor es:

- ✓ **Palas rotor** → **incrementar velocidad y presión**
- ✓ **Palas estator** → **disminuir velocidad e incrementar presión**. También corrigen el ángulo de entrada a la siguiente pala rotor, haciéndolo óptimo.

La **velocidad axial** se mantiene casi **constante** gracias a la reducida sección del compresor (*air annulus*) a medida que avanzamos hacia el interior.





La siguiente figura muestra la evolución de la presión y velocidad a lo largo de las etapas del compresor.

- Recordar: la velocidad axial permanece casi cte.

**Ventajas** del compresor axial:

- ✓ **Mayor gasto másico (G).** Por tanto, **mayor empuje.**
- ✓ Mayor relación potencia/peso.
- ✓ **Mayores  $R_c$ .**
- ✓ Mayor eficiencia (80-90% comparado con el 75-80% de los centrífugos).

**Desventajas** del compresor axial:

- ✓ Gran complejidad.
- ✓ Elevado coste.
- ✓ Más susceptible a FOD, pérdida de compresor y *surge*.

Algunos motores –como el PT6A-42 de la Beechcraft B200 Super King Air– utilizan ambos compresores, centrífugos y axiales. En este caso, utiliza 3 etapas de flujo axial y 1 etapa de flujo centrífugo.

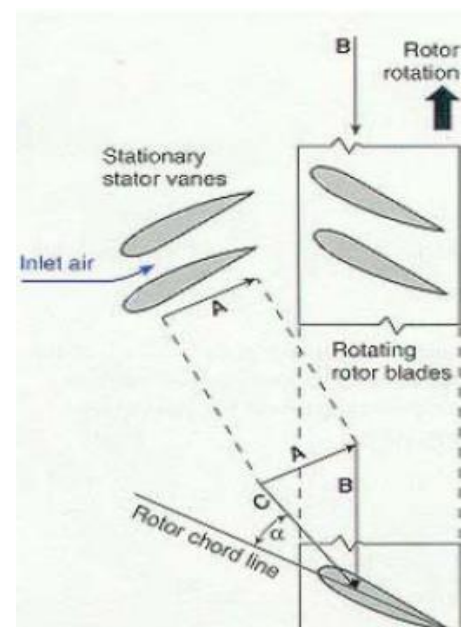
### 3.3 PÉRDIDA DEL COMPRESOR

El ángulo de ataque de los álabes viene determinado por:

- ✓ **Velocidad tangencial**
- ✓ **Velocidad axial**

Cuando una etapa del compresor entra en pérdida, se produce un incremento de presión. Esto provocará una reversión de la dirección de flujo (hacia adelante), produciendo el conocido *surge*.

Remarcar que la pérdida del compresor es un **fenómeno progresivo**. Se inicia en una pala y va progresando hacia toda la etapa.



Si no se controla:

- Se puede dañar el motor.

Las **causas** que provocan la pérdida del compresor son:

- **Fuel flow excesivo** causado por una aceleración abrupta del motor (la velocidad axial  $V_a$  **se ve reducida** por flujo reverso en la cámara de combustible).
- **Empobrecimiento de la mezcla aire/combustible** debido a una desaceleración abrupta del motor ( $V_a$  **aumenta** debido a una reducción del flujo reverso de la cámara de combustión).
- Operación del motor por encima o por debajo de los parámetros “estándar” de RPM (**variación de la velocidad tangencial  $V_t$** ).
- Flujo de aire turbulento en la entrada del compresor debido a viento cruzado en tierra, hielo o daños en las palas (**reducción en la  $V_a$** ).
- Contaminación o partes del compresor dañadas (**reducción de  $V_a$**  debido a que **baja el  $R_c$**  → mayor volumen de aire causa turbulencia).
- Turbina contaminada o dañada (**reducción de  $V_a$**  debido a que **baja el  $R_c$** ).

### Indicaciones de una pérdida de compresor

- Incremento de las indicaciones VIB del motor afectado.
- Incremento de las EGT del motor afectado.

## 3.4 SURGE

Si la **diferencia de presiones** entre dos etapas es mayor que la que puede soportar el compresor el aire puede **revertir su dirección**, siendo expulsado hacia adelante (escupido). En casos extremos este flujo reverso podría causar esfuerzos de flexión a los álabes, entrando en contacto las palas rotor con las estator. Las consecuencias serían catastróficas.

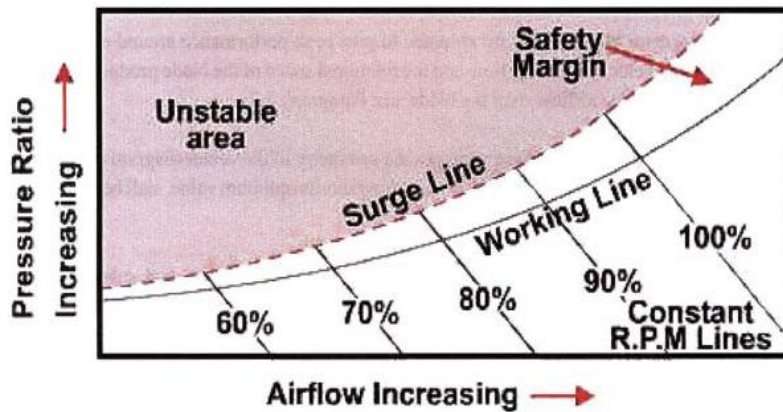
### Indicaciones de surge

- Fuertes ruidos y vibraciones.
- Incremento de las EGT del motor afectado.
- Pérdida de empuje → ligera tendencia a guiñar.
- Variaciones de %  $N_1$ .
- En algunos casos llamarada en el cono de turbina (*nozzle*).



Si ocurre el *surge*:

- ✓ El piloto debe **retrasar suavemente la palanca** del motor afectado.



La siguiente figura muestra la envolvente de seguridad para evitar el surge.

Formas de evitar la pérdida del compresor y el *surge*:

- ✓ Álabes guía de entrada variables (*Variable inlet guide vanes - VIGV*)
- ✓ Válvulas de sangrado (*bleed valves*)
- ✓ Álabes estator variables (*variable stator vanes*)
- ✓ Compresores multi-etapa (*multi-spool compressors*)

### 1. Álabes guía de entrada variables (VIGVs)

Ajustan el ángulo de entrada en el compresor, asegurando un flujo estable de aire. A medida que disminuyen las RPM del motor, los álabes se mueven a la **posición de mínimo flujo**. Hacen que las primeras palas rotor vean el flujo de aire siempre con el ángulo óptimo.

### 2. Válvulas de sangrado

Cuando el motor disminuye sus RPM el ratio de compresión es menor, por lo que el volumen de aire en la parte final del compresor aumenta. **Provoca → menos flujo de aire.**

La velocidad de entrada disminuye (aumenta la presión) y por lo tanto aumenta la tendencia a la pérdida del compresor y el *surge*.

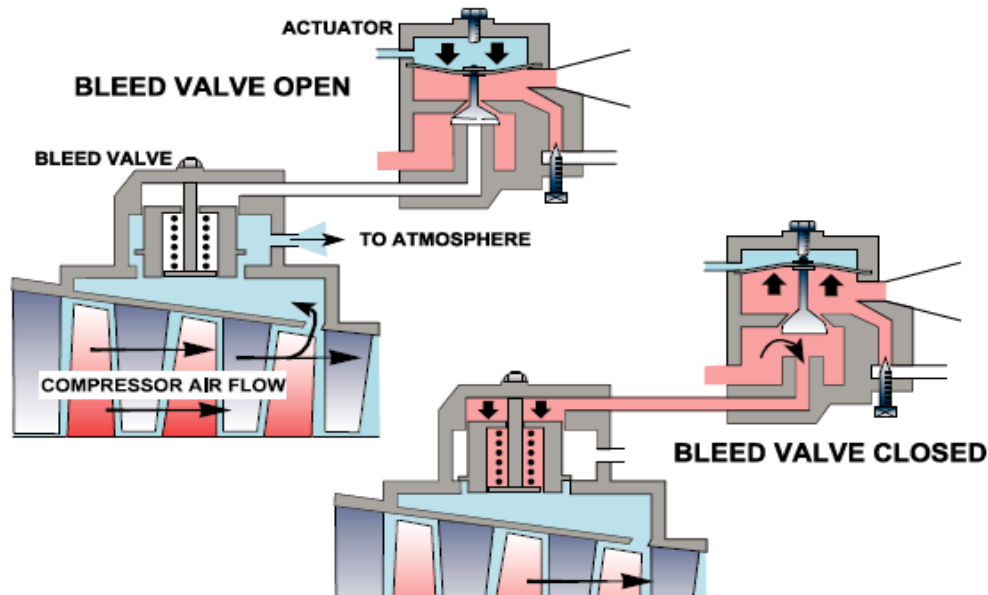
Se colocan **válvulas de sangrado (*bleed valves*)** en las etapas intermedias del compresor y se abren cuando las RPM son bajas o durante las aceleraciones. Esto provoca:

- **Incremento del gasto másico** (porque se expulsa parte del aire acumulado en el interior) y por tanto;
- **Incremento de la velocidad** (menor tendencia a la pérdida de compresor y *surge*).

También se conocen con el nombre de *blow-off valves* o *surge valves*.

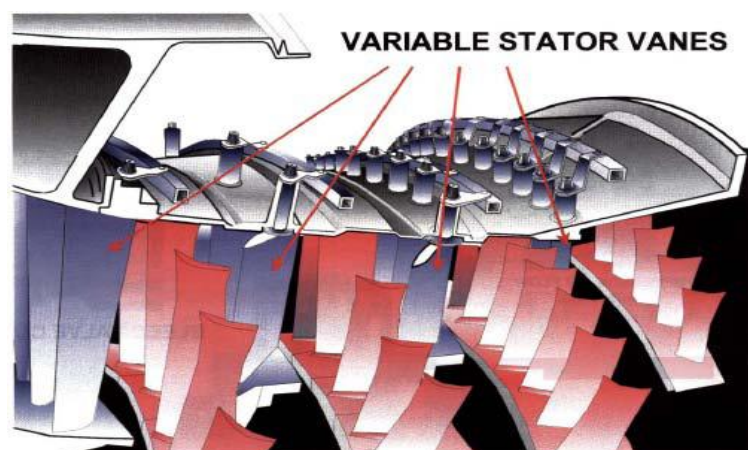
Aun así, presenta ciertos inconvenientes:

- ❖ Disminuye el empuje.
- ❖ Aumenta el TSFC.
- ❖ Aumentan las EGT.



### 3. Álabes estator variables

Después de pasar por los primeros álabes rotor, el flujo todavía puede presentar problemas. Es por eso que se pueden instalar álabes estator variables, que lo que hacen es **variar el ángulo de ataque de forma automática** para presentar un flujo óptimo a las siguientes palas rotor.



### 4. Compresores multi-etapa

Se forman varios ejes (*spools*), que tienen varias etapas cada uno. El compresor, pues, está dividido en baja, intermedia y alta presión.

Cuando se cortan gases las RPM del compresor de baja ( $N_1$ ) caen más rápidamente que los del compresor de alta ( $N_2$ ), **manteniéndose constante el ángulo de ataque**.

Esto permite:

- ✓ Alejarse del área del *surge* (ver gráfico pág. 6)
- ✓ Obtener mayores  $R_c$  (hasta 35:1)

### 3.5 FAN

El fan en los motores con alto índice de derivación produce hasta el **50 % del empuje total**.

El fan puede ser una extensión del compresor de baja (como es el caso en los motores GE y P&W) o bien estar accionado por la turbina de baja (motores Rolls Royce).

Las palas del fan son **largas y flexibles** (tienen unos 3 m de diámetro).



Como las palas del fan tienen su frecuencia natural de vibración, se instalan unas protuberancias (**snubbers**) en la piel de la pala. Con esto se evita la resonancia y se reducen los esfuerzos de flexión.

Desventajas del snubber:

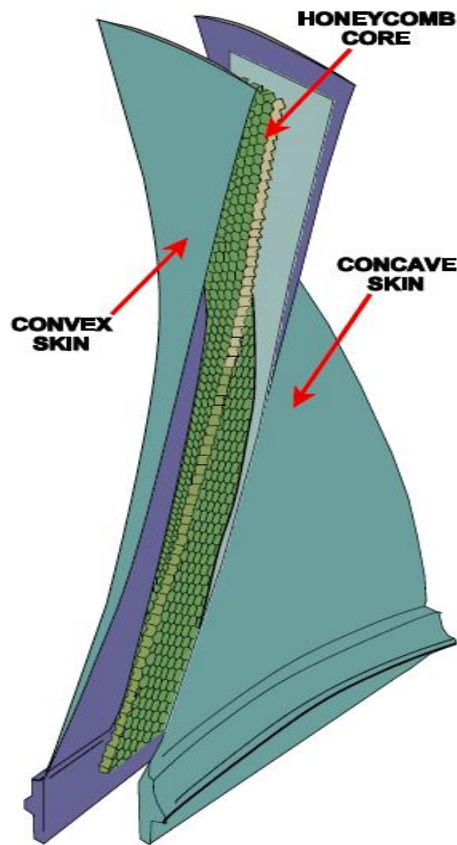
- Disminuye la eficiencia de las palas un 4%.
- Si se desata puede dañar el motor.

Como alternativa a los *snubbers* se pueden utilizar **álabes composite**. Están formados por:

- ✓ Estructura de panel de abeja (similar a la de los controles de vuelo)
- ✓ Piel de titanio

Con este tipo de estructura **ganamos en fuerza y disminuye el peso** (un 15% aproximadamente).





## 4. CÁMARA DE COMBUSTIÓN

### 4.1 INTRODUCCIÓN

El objetivo de la cámara de combustión es contener la mezcla de aire – combustible y extraer el máximo poder calorífico con una **presión constante**.

**Durante la compresión el aire:** compresor → cámara de combustión; durante la compresión (aumento P), la Tª llega hasta los 600°C, cuando entra a la CC (inyección de combustible) y con la chispa, se puede llegar hasta los 2000°C. Al salir el aire se refrigera hasta los 1000 – 1500°C para no dañar tanto los álabes de la turbina (Máx. Tª turbinas 1700°C).

Necesidad de disminuir la velocidad del aire desde 500ft/s hasta 0.

**Mezcla estequiométrica** (15/1); aire-combustible.

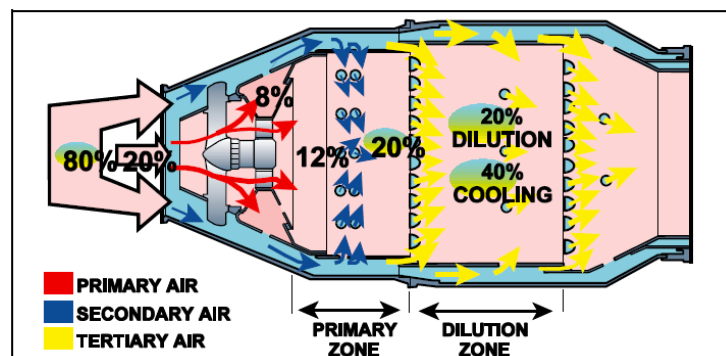


**¡Importante!**

**AIRE PRIMARIO:** aprox. El 20% del aire total y se utiliza en la combustión, mezclado con combustible y quemado. Propósito → **combustión**

**AIRE SECUNDARIO:** (20%) El aire va por fuera de la CC y entra por unos agujeros que entran en la cámara, al mezclarse con el aire primario crea unos torbellinos que al mezclarse el combustible con el aire hacen que explote mejor. Propósito → **formación de vórtices (mejorar combustión)**

**AIRE TERCIARIO:** (60%) La parte del secundario que no entra por los agujeros, se mezcla con el aire que sale a 2000°C para enfriarlo hasta 1000 – 1500°C. Propósito → **refrigeración**



Propósito → **refrigeración**

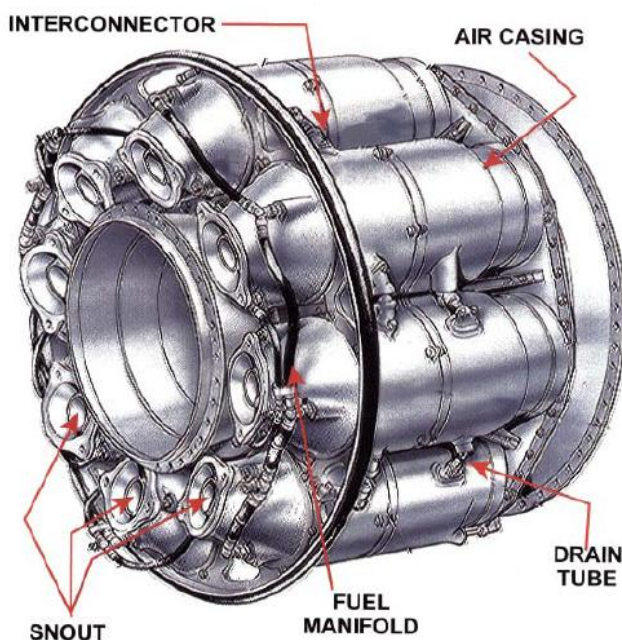
Existen distintos tipos de orificios por donde entra el aire.

- **Secondary Air Holes:** alrededor de toda la cámara, por donde entra el aire secundario.
- **Dilution air holes:** por donde entra el aire terciario para enfriar.

## 4.2 TIPOS DE CÁMARAS

### TUBULAR (MÚLTIPLE)

Primeros motores de compresores axiales, actualmente sólo se utilizan en compresores centrífugos. Situada alrededor del eje en el hueco entre el compresor y la turbina.



Cada una son **cámaras independientes** (entre 6 y 14) con su propio inyector de combustible (Múltiples combustiones a la vez). Están unidas de forma que el aire que entra va directamente a los agujeros de la CC, cuando en una de ellas se crea la chispa, se propaga la combustión y la P de aire en todas es la misma. Sólo dos de estas cámaras tienen la bujía (por seguridad). En condiciones normales (hecha la combustión) solamente se mete aire y combustible, la chispa permanece apagada.

- **Drain tube:** drenar el combustible que hay dentro en caso de haber un falso encendido.
- **Wet Start:** arranque húmedo. Por algún motivo ha fallado la bujía y hay demasiado combustible en la CC (el motor está ahogado). Si echamos más combustible y encendemos la mezcla, se puede producir una llamarada en el cono de turbina.

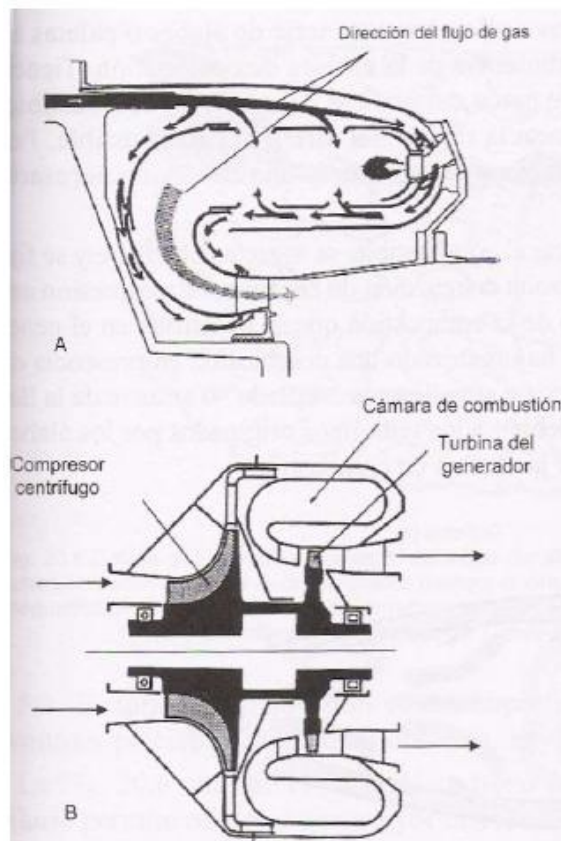
### Inconvenientes

- × Pérdida de masa de aire (división viene del compresor)
- × Pérdida de eficiencia de combustión porque hay menos aire

### Reverse flow combustion chambers

Tubo de salida doblada para reducir la longitud del motor, pero por otro lado aumenta sección transversal (anchura), se utiliza en aeronaves que necesiten motores compactos (helicópteros).

Motores de compresor centrífugo (más grandes y anchos, aprovechamos anchura para quitarle longitud).

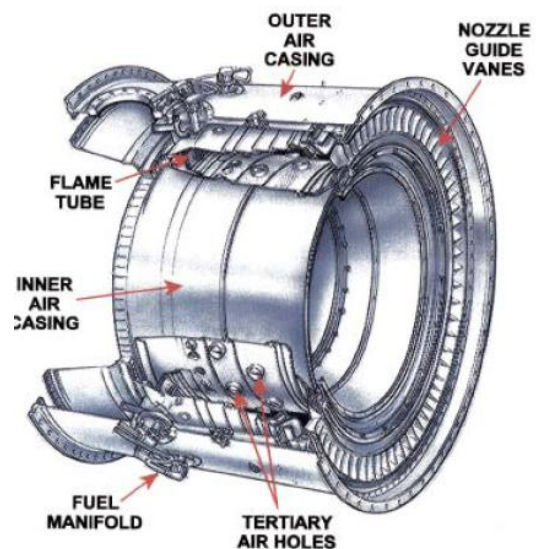


## ANULAR

Se utilizan en compresores axiales, sólo un tubo y aprovecha más el espacio (más cantidad de masa de aire). Serie de inyectores de combustible (entre 12 y 20) situados en la periferia.

### Ventajas

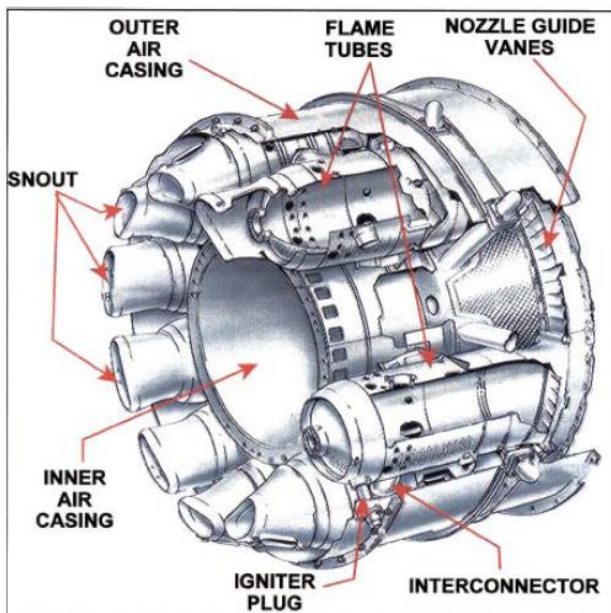
- Espacio turbina y compresor se aprovecha al máximo, sección frontal puede ser más pequeña.
- Rendimiento más alto al estar todo dentro de la CC, la mezcla aire-combustible se mezcla mejor.
- Menores pérdidas de presión
- Mejor refrigeración gases durante la combustión.
- Longitud 75% menor que la tubular.
- El combustible no quemado se elimina y el CO (tóxico) se convierte en CO<sub>2</sub> (no tóxico).



### Inconvenientes

- × Distribución de combustible menos uniforme a pesar de utilizar tantos inyectores (sección más grande).
- × Estructuralmente más débil: una única lámina, más fina, el calor (al ser mayor) la debilita más; se puede producir deformaciones de las paredes por la combustión.
- × Mayor costo de mantenimiento (y tiempo).

### TUBUANULAR



Es una mezcla de la tubular y la anular.

Los tubos son los inyectores de combustible que se distribuyen a lo largo de la cámara, el aire pasa por estas cámaras donde están los inyectores y luego se mezcla todo.

Los dos inyectores están diametralmente opuestos. Más **fácil de mantenimiento y eficiente**.

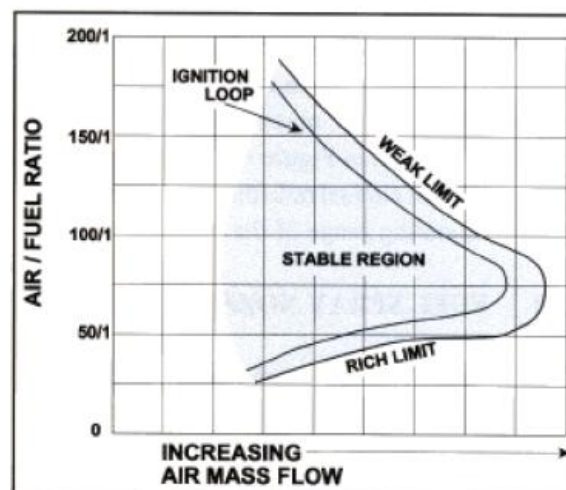
## 4.3 ESTABILIDAD DE LA COMBUSTIÓN

### Causas del apagado de llama (*FLAME OUT*):

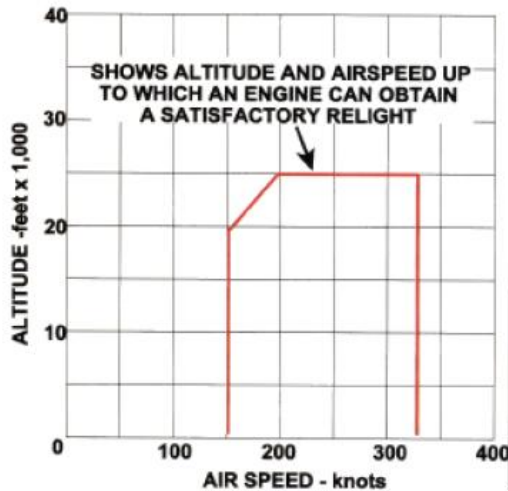
- Ingestión de grandes cantidades de agua (lluvia muy fuerte);
- Mezcla aire/combustible pobre (pe. Gases atrás durante descenso).

La estabilidad de la combustión es consecuencia que se extrae con los dos ejes un incremento de la masa de aire (velocidad del avión).

*\* Eje de las Y relación aire/combustible: si sucede un flame out a alta velocidad/altura, para hacer el reencendido del motor hará falta reducir tanto velocidad como altitud.*



#### 4.4 REENCENDIDO



La habilidad de reencendido (*relight*) depende de:

- Velocidad
- Altitud

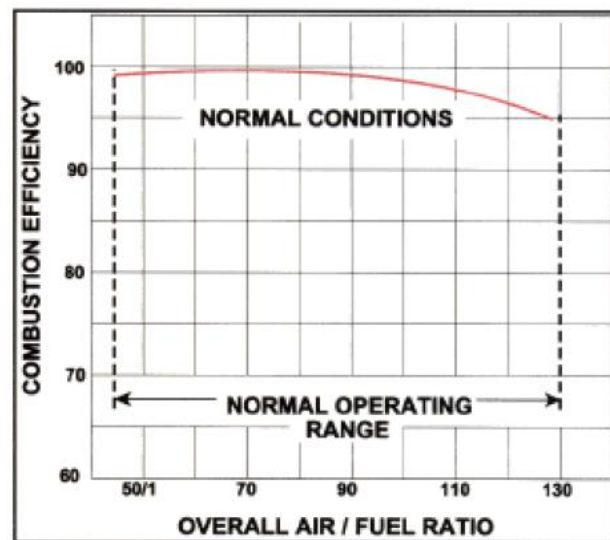
La gráfica muestra el área de velocidades que tiene que ir el avión para intentar el reencendido en el aire.

El compresor girando en **molinete** (*windmill*) suministra el aire suficiente para volver a activar la combustión.

#### 4.5 EFICIENCIA DE LA COMBUSTIÓN

Eficiencia con la que la cámara de combustión extrae calor de la explosión, aprovecha esa energía calorífica.

En la gráfica, en condiciones de alta potencia la eficiencia de la combustión será del 99% prácticamente, en IDLE la eficiencia es del 95%.



#### 4.6 INYECTORES DE COMBUSTIBLE

Ver anexo 2.

## 5. TURBINA

### 5.1 INTRODUCCIÓN

El objetivo es pasar la energía de los gases en energía mecánica para **mover el compresor** y el remanente de la energía cinética para **acelerar el avión**.

Extrae la energía de los gases calientes (potencial + cinética) y la convierte en energía mecánica. Gracias a esta energía, la turbina incrementa la velocidad y transmite ese movimiento al compresor.

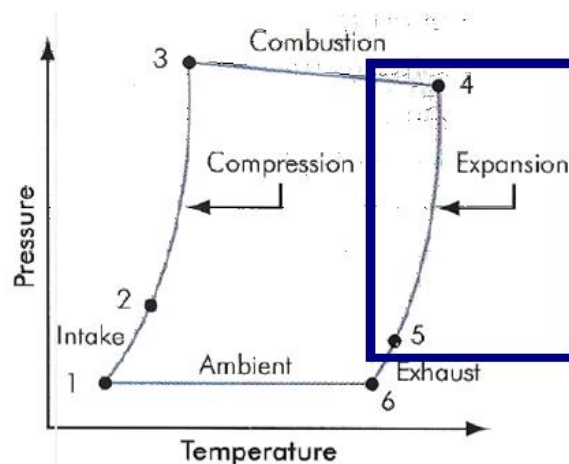
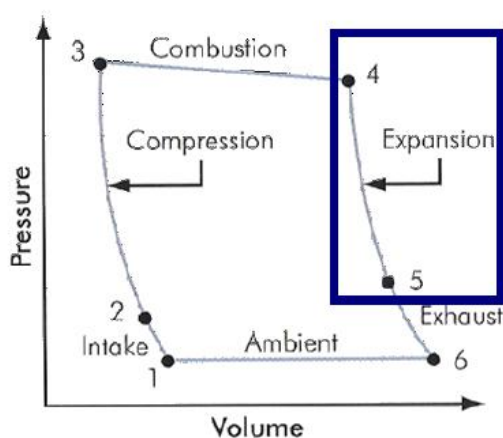
Turbina, ciclo de expansión:

- ↑ Velocidad
- $T^a$  disminuye
- ↑ Volumen
- Presión disminuye

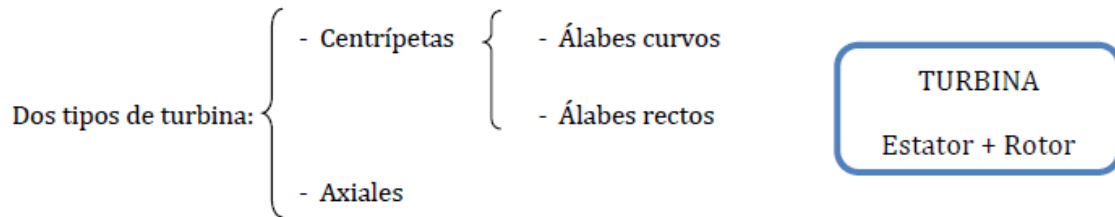
#### Pérdidas

La media de pérdidas del motor de turbina es del 8%. Es sistema muy eficiente. Las pérdidas se resumen en:

- 3,5% álabes;
- 1,5% aletas de guiado;
- 2% sistema de escape.



## 5.2 MATERIALES



**Estator:** Actúa como si fuera una tobera; coge la presión del aire y la transforma en energía cinética (velocidad).

**Rotor:** La energía mecánica hace mover el eje.

### CENTRÍPETAS

El aire va hacia las puntas y luego gira 90°.

**NOTA** Las turbina centrípeta no son adecuadas para los motores a reacción por lo que su utilización queda reservada a instalaciones de equipos de tierra o de abordo ajenos a la propulsión del avión.

### AXIALES

Dirección de la corriente paralela al eje. Los álabes de estator lo que hacen es canalizar el aire para que fluya hacia atrás.

**Esfuerzos Álabes**

- **TRACCIÓN** debido a la Fuerza Centrífuga.
- **FLEXIÓN** debido a acción de los gases.
- **SECUNDARIOS** (flexión) debidos a CG de los perfiles no alineados.

Los álabes soportan muy altas temperaturas y de manera muy brusca, por lo que tienen que soportar esfuerzos de contracción y dilatación (expansión). En el caso del estator no se mueven pero, en el rotor, aparte de contraer/expandir también tienen que soportar fuerzas centrífugas. De aquí se puede extraer que las palas del rotor deben ser **más resistentes** que las del estator.

Por tanto, se requieren materiales lo suficientemente duros y con las propiedades adecuadas. Algunos de estos materiales son:



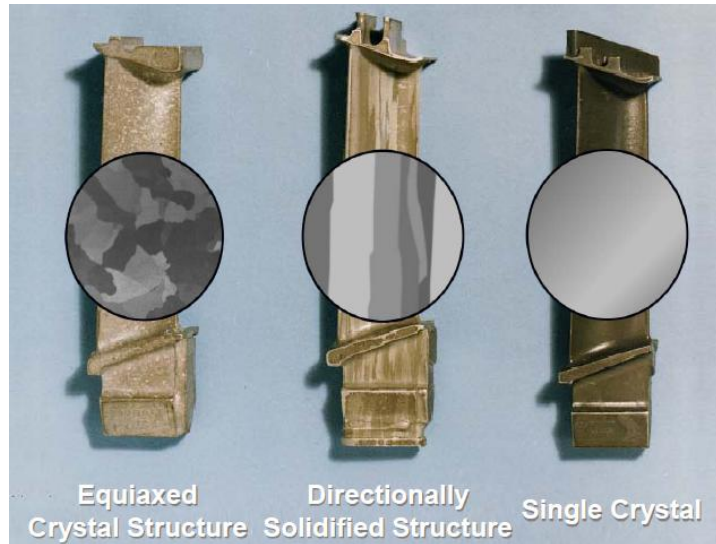


- **ACERO:** Primer elemento que se usaba, limitado por temperatura, se pasaron a usar aleaciones de Ni.
- **SUPERALEACIONES:** Se utilizan actualmente. Mezcla compleja de diversos materiales como Ti, Cr, Co, Ni, W (Tungsteno) y aleaciones de carbono. La temperatura máxima puede ser de 1100°, pero si los álabes están refrigerados puede llegar hasta los 1450°C.
- **METALÚRGIA en POLVO** (en pruebas): Se prensan los materiales sólidos para hacerlos polvo y este se compacta creando un material.

Los procesos tradicionales de construcción de álabes producen una red cristalina (como granitos, pequeños poros).

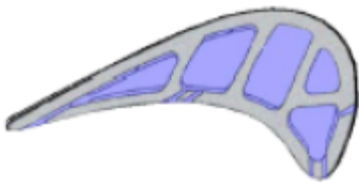
**Inconveniente** → estos poros le dan debilidad a la estructura.

Los otros tipos (derecha) se consiguen al mejorar la fabricación de los álabes (más resistentes). Por dentro son como un grafito y no tendrán estos poros ni grieta, evitando la corrosión interna.



## PERFIL DEL ÁLABE

Hueco por algunas secciones. Tiene una apertura en el borde de ataque y en el borde de salida.



Se sangra aire del compresor y pasa a la turbina, los 1000° del compresor sirven para refrigerar la turbina. Al hacer pasar el aire, la temperatura del álabes de la turbina puede refrigerarse unos 60°C.

## 5.3 OPERACIÓN

**Igual que el compresor** → con varias etapas, en cada etapa hay álabes de entrada o guía (**nozzle guide vanes**), los primeros que se encuentra después de la cámara de combustión son álabes guía.

Una o más etapas unidas al compresor por medio de un eje (*shaft*) formando un **SPOOL**.

## 5.4 ACTIVE CLEARANCE CONTROL SYSTEM

Ver anexo 3.

## 5.5 TURBINA LIBRE

Este tipo de turbina **no está conectada al compresor**. Se utiliza básicamente en turbo-hélices y en helicópteros de turbina para mover la hélice y en reactores para hacer funcionar el APU.

### Ventajas

- ✓ Reducción ruido mientras se rueda (reducción RPM).
- ✓ Se requiere menos torque.
- ✓ Elimina daños causados debido a la rotación de la hélice en el suelo.

## 5.6 MOTORES MULTIEJE

Para aumentar potencia salida de la turbina, un método es agrandar el diámetro de la turbina (rotor y estator). Pero presenta ciertos problemas:

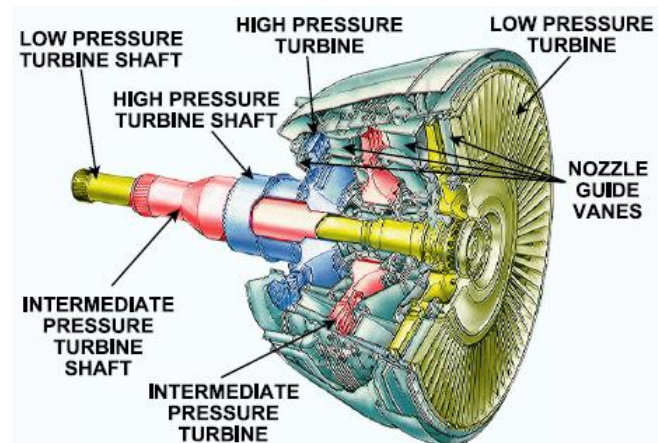
- ↑ resistencia, mayores fuerzas de estrés, etc.

El método que se utiliza es con diferentes ejes (**motores multieje**). La eficiencia de la turbina se incrementa proporcionalmente con la velocidad rotacional pero ↑ estrés de la pala con esta velocidad rotacional.

**SOLUCIÓN:** etapas de  $\neq$  velocidades, normalmente 3 ejes:

- ✓ Turbina de ALTA  $\rightarrow$  Compresor de alta HP ( $N_3$ )
- ✓ Tur. INTERMEDIA  $\rightarrow$  Compresor intermedio IP ( $N_2$ )
- ✓ Turbina de BAJA  $\rightarrow$  Compresor de baja LP ( $N_1$ )

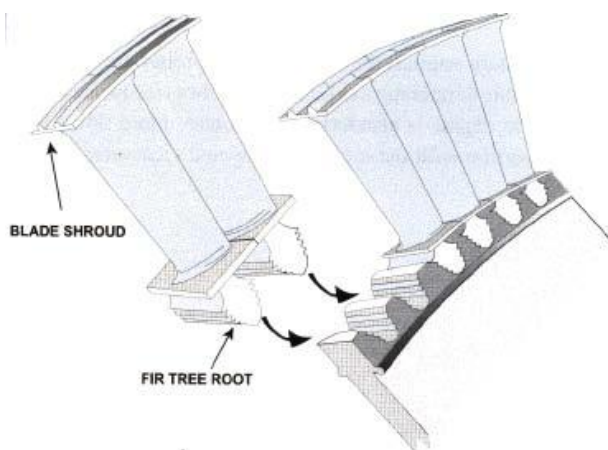
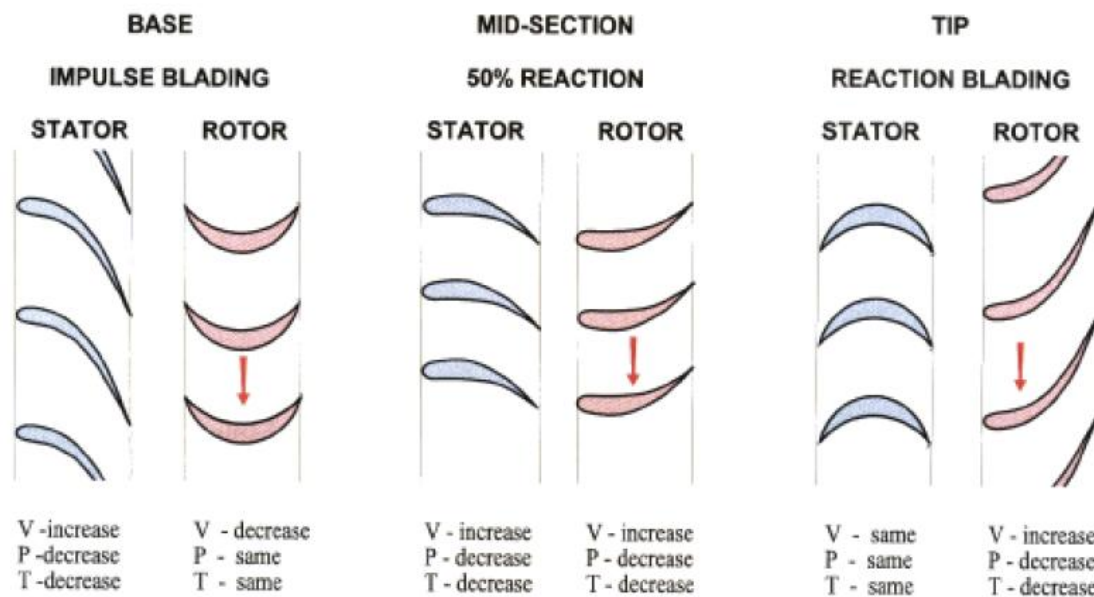
No obstante, en cabina tenemos sólo indicación de  $N_1$  y  $N_2$ .



## 5.7 ÁLABES

Los álabes pueden ser (en turbinas axiales):

- **IMPULSO**: aquellas de grado de reacción 0, toda la expansión del gas tiene lugar en el estator.
- **REACCIÓN**: parte de la expansión es en el estator y parte en el rotor.
- **Mezcla**: mezcla de ambos. Con ángulo mayor en la punta que en la base.



El anclaje álab-eje suele ser del tipo copa de abeto (**FIR TREE FIXING**) → Pequeñas estrías que hacen que se repartan las cargas centrífugas de manera equitativa. Los álabes están **libres** (tienen un poco de juego) pero cuando empieza a rotar se ponen en tensión. Cuando los álabes están quietos (en el suelo) si sopla el viento se podrá escuchar un sonido característico, que es debido a que cuando la pala baja choca contra el tope que lo limita.

## 5.8 TEMPERATURA

La máxima temperatura que puede soportar una turbina **determina el máximo empuje del motor** y el daño en que se puede producir en este. Si aguanta mayores temperaturas podrá producir más empuje.

Las **EGT** son controladas por **termopares** situados después de la turbina de alta/baja. Actualmente también pueden encontrarse en los álabes guía de la turbina (para evitar interferencias por altas velocidades del flujo en el sensor).

Las variaciones de EGT son proporcionales a las variaciones de la palanca de gases (*thrust lever*).

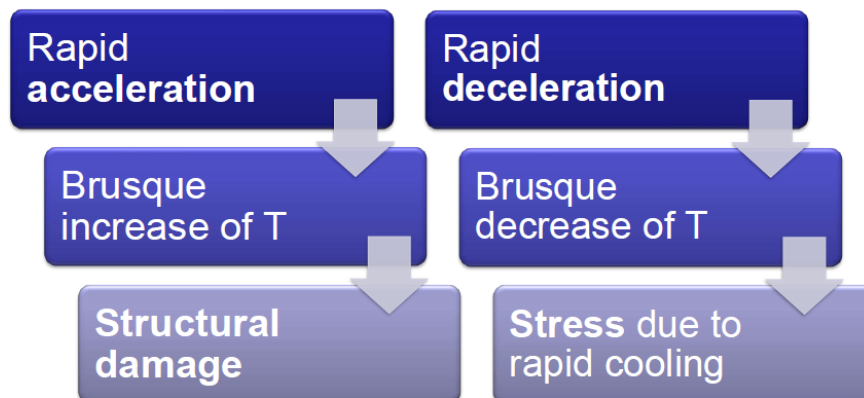


*Recordar: los álabes están sometidos a cambios bruscos de temperatura, por lo que los materiales que los componen deben ser lo suficientemente resistentes.*

Otras temperaturas (según la situación de los termopares) son:

- **TIT:** Turbine Inlet Temperature
- **TGT:** Turbine Gas Temperature
- **JPT:** Jet Pipe Temperature

Algunas de las precauciones que se deben tomar en la operación del motor de turbina son:



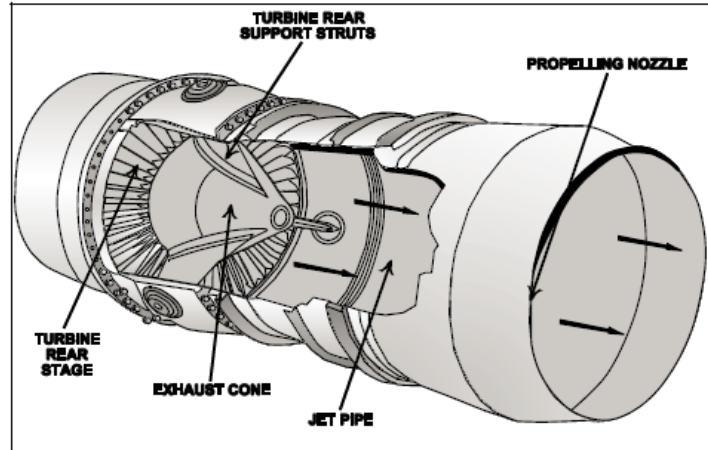
## 6. TOBERA DE ESCAPE

### 6.1 INTRODUCCIÓN

El objetivo es la expulsión de gases de turbina con la dirección correcta y la óptima velocidad.

En la entrada del sistema de expulsión la temperatura es de 550 a 850°C pudiendo llegar hasta 1500°C con un *afterburner*.

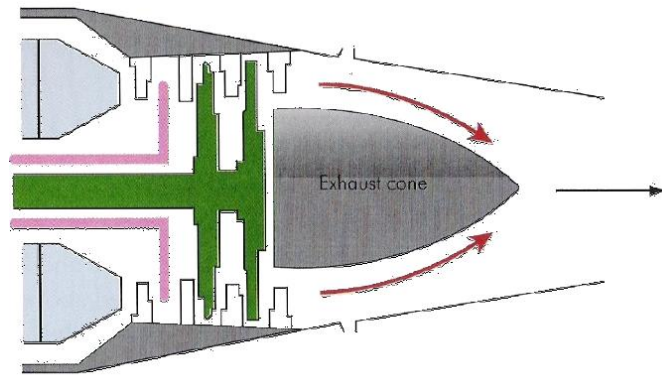
El aire deja la turbina con una velocidad entre 750 a 1250 ft/s (Mach 0.5).



### 6.2 PARTES

#### EXHAUST CONE

El cono de salida es **divergente**, reduce la velocidad aproximadamente a  $M0.5$  ( $\uparrow P$ ); minimiza la turbulencia y previene sobrecalentamiento de la tobera de escape.



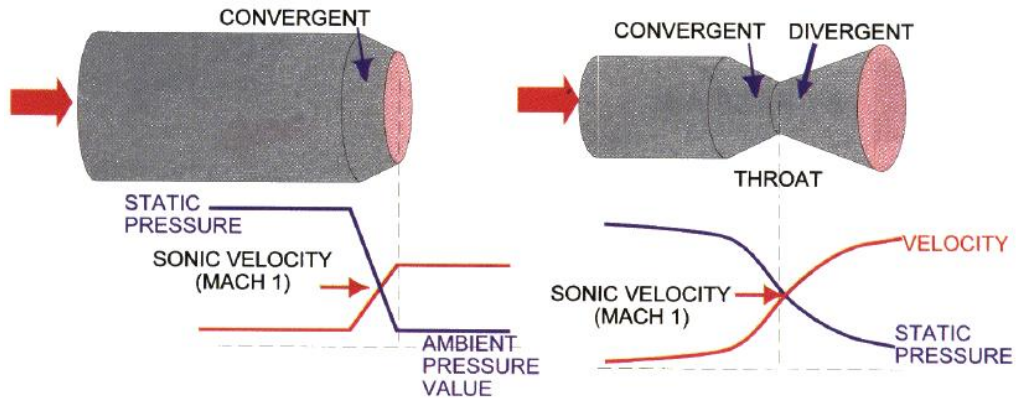
#### TURBINE REAR SUPPORT STRUTS

Cojinete de la turbina, que la aguanta y endereza cualquier remolino turbulento.

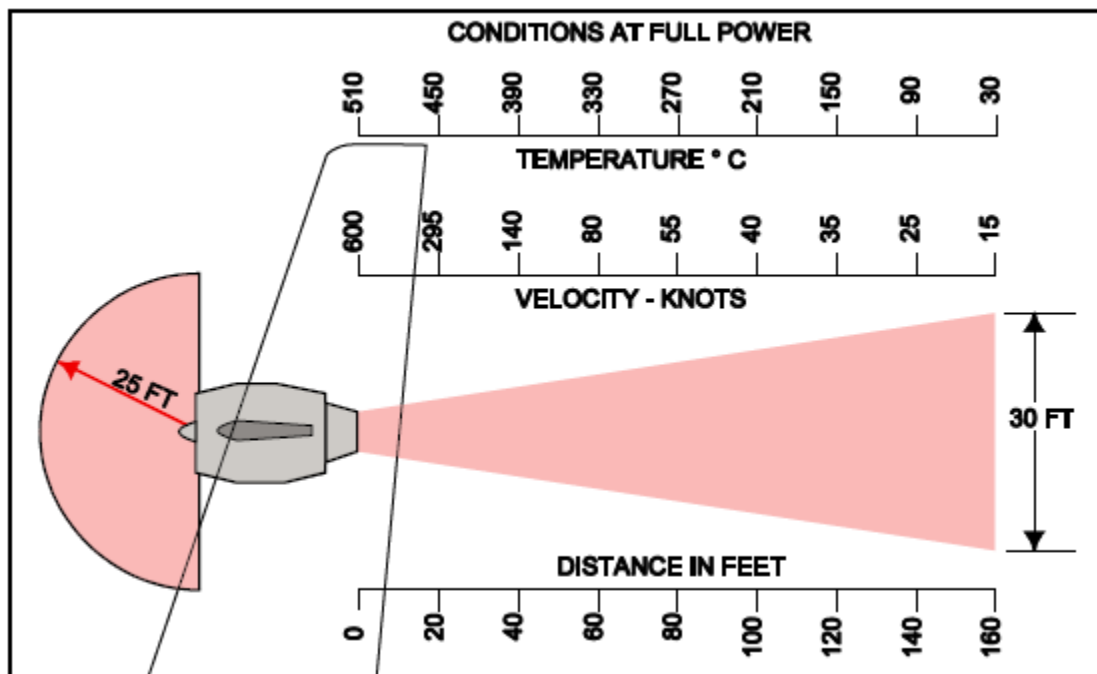
#### PROPELLING NOZZLE

La tobera es **convergente**, transforma la presión en velocidad (*Bernoulli*). Llega un momento en que no puede incrementarse más la velocidad sin incrementar la temperatura.

- **Aviones subsónicos** → la tobera es **convergente**. Toda la expansión se produce dentro de la tobera.
- **Aviones supersónicos** → la tobera es **convergente-divergente**, funciona bien la convergente hasta M 1.0, para después funcionar mejor la divergente.



### 6.3 ÁREAS PELIGROSAS



## 6.4 MOTORES DE DOBLE FLUJO

Son también los llamados **motores de *by-pass***. En este tipo de motores de turbina existen dos flujos de aire: flujo primario y flujo secundario.

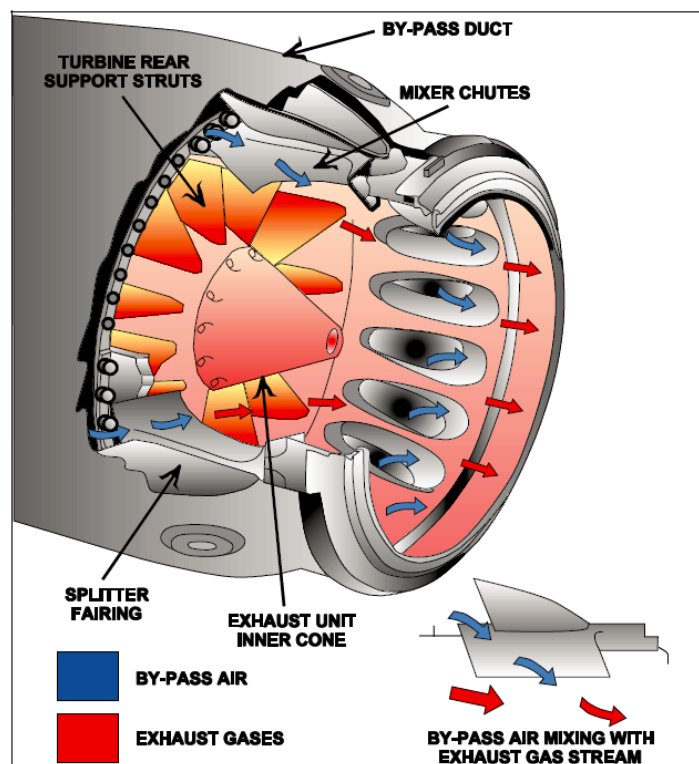
El **flujo primario** es el flujo de aire que pasa por la cámara de combustión. El **flujo de aire secundario** es el que pasa por el exterior (no es quemado). Este último sirve para refrigerar la zona de salida de los gases y para reducir ruido, entre otras funciones.

Dentro de los motores de doble flujo distinguimos dos tipos:

- **Motores de bajo índice de derivación (*low by-pass ratio engines*)**

Existe una unidad mezcladora (**MIXER CHUTES**) que combina gases de escape con los procedentes del flujo secundario y que los mezcla antes de salir al exterior.

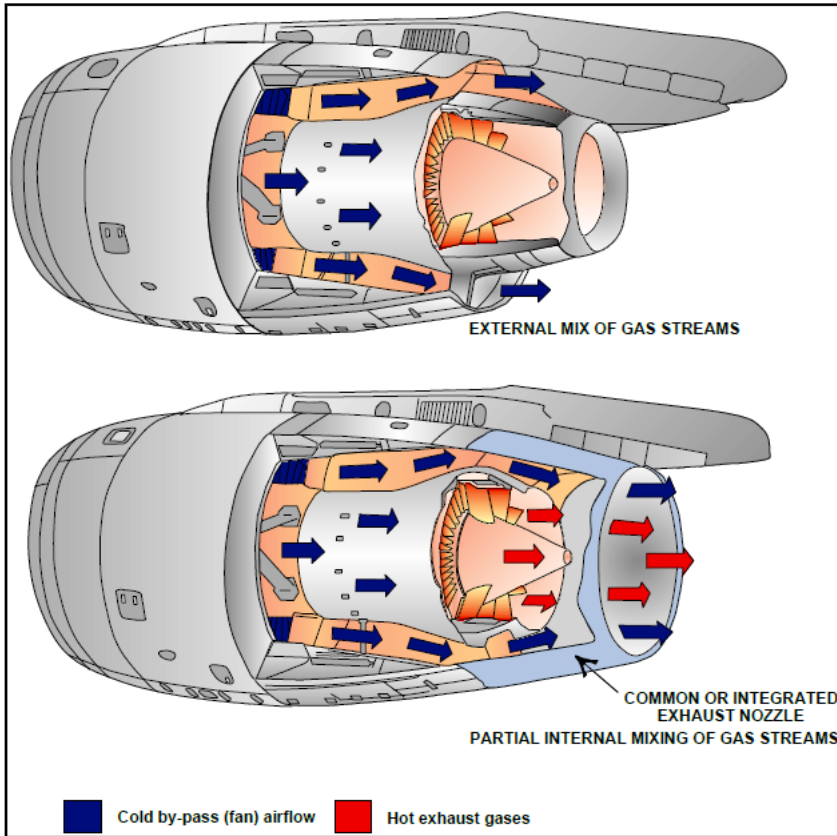
El aire secundario (**azul**) se mezcla con los gases de escape (**rojo**).



- **Motores de alto índice de derivación (*high by-pass ratio engines*)**

En este tipo de motores pueden ocurrir dos cosas:

- Que el aire secundario y primario **se unan fuera**.
- Que se ponga una especie de **segunda tobera** para que el aire, antes de salir, se mezcle. Así se consigue una **mayor eficiencia**.



Los motores CFM56-7B que monta el B737NG son de alto índice de derivación.

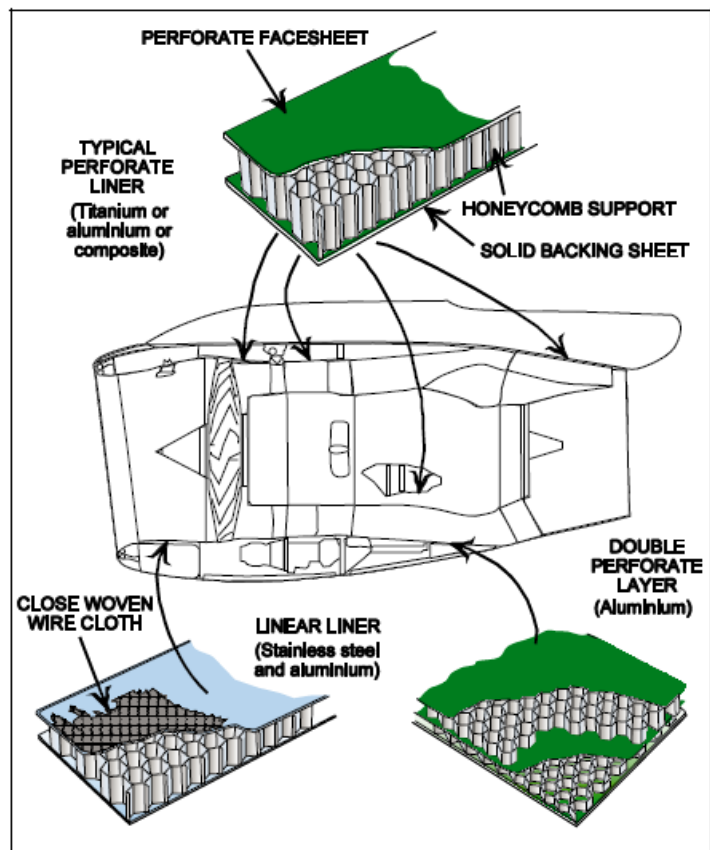
Asimismo, la mayoría de aeronaves comerciales modernas también utilizan motores con alto índice de derivación. Es la solución estándar para las necesidades actuales de la Aviación Civil.

## 6.5 RUIDO

Principal fuente de ruido → **compresor, turbina y tobera de escape.**

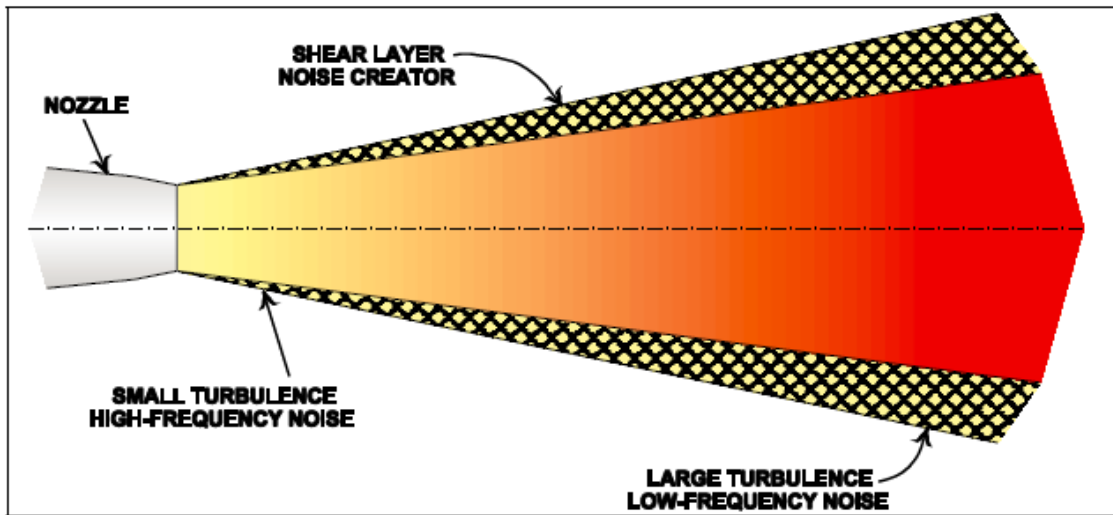
Para **reducir el ruido** se utiliza:

- Material de absorción de ruido, similar al panel de abeja (**honeycomb**). Se utiliza en diferentes partes del motor.
  - **Inconvenientes:** causan más fricción con el aire (disminuye el empuje), aumenta el consumo de combustible.

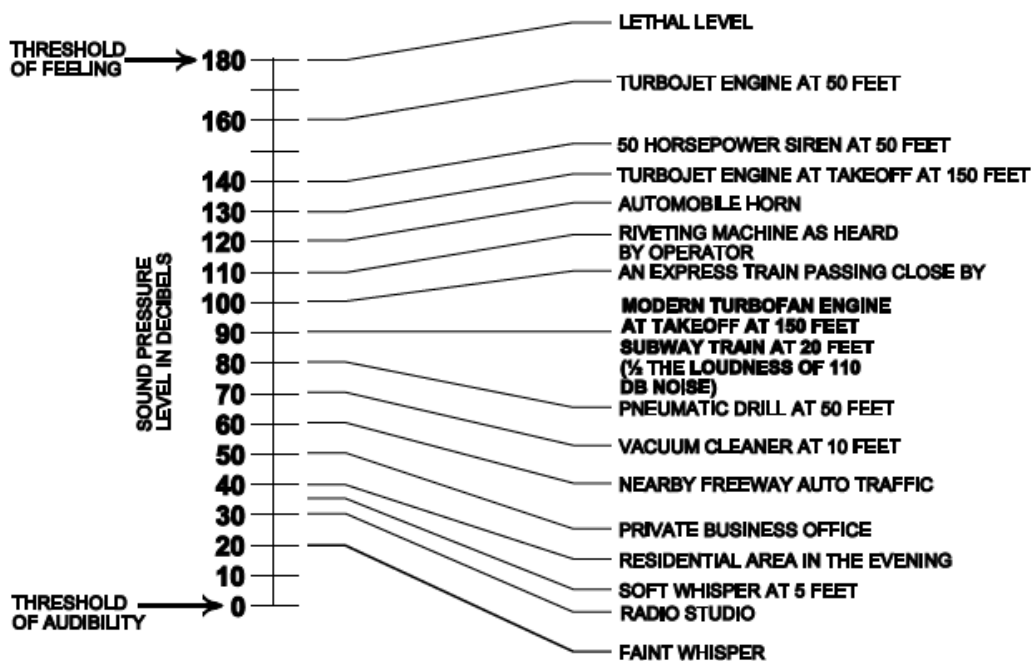




El siguiente gráfico muestra las zonas que se ven más afectadas por el chorro de la turbina.



Compárese ahora los niveles de ruido de las turbinas con otras máquinas generadoras de ruido, mediante el siguiente gráfico.



## 7. PRESIÓN, TEMPERATURA Y VELOCIDAD

### 7.1 PRESIÓN

- **Air intake:**  $\uparrow$  Dynamic compression  $v \rightarrow P$
- **Compressor:**  $\uparrow$  According to pressure ratio
- **Diffuser:**  $P_s \uparrow, P_t \downarrow$
- **Comb. chamber:**  $\downarrow$  (1-2% only) Due to friction and gas mixing
- **Turbine:**  $\downarrow$  According to compressor needs
- **Nozzle**  $\downarrow P \rightarrow v$

### 7.2 TEMPERATURA

- **Air intake:**  $\uparrow v \rightarrow P$  (high for supersonic flight)
- **Compressor:**  $\uparrow$  According to pressure ratio
- **Diffuser:**  $\approx ct$
- **Comb. chamber:**  $\uparrow\uparrow$
- **Turbine:**  $\downarrow$  due to expansion
- **Nozzle**  $\downarrow P \rightarrow v$

$$T_{out} > T_{in}$$

### 7.3 VELOCIDAD AXIAL

- **Air intake:**  $\downarrow$  (in cruise)
- **Compressor:**  $\approx ct$  (locally  $\downarrow\uparrow\downarrow\uparrow$ )
- **Diffuser:** Primary air  $\downarrow\downarrow\downarrow$ , Secondary air  $\downarrow$
- **Comb. chamber:** low velocity, vorticity
- **Turbine:** locally  $\downarrow\uparrow\downarrow\uparrow$ , exhausted at  $M \approx 0.7$
- **Nozzle**  $\uparrow\uparrow$  exhausted at  $M \approx 1$  (convergent nozzle)

$$V_{out} > V_{in}$$



## 8. REVERSA

### 8.1 OBJETIVOS

**Reversa** → gases expulsados en una dirección distinta a la de avance. En lugar de impulsar a la aeronave, la frenan.

El principal objetivo es **cambiar de dirección del empuje** para:

- ✓ Reducir distancias de aterrizaje (LDR).
- ✓ Permitir aterrizajes seguros en pistas contaminadas o en condiciones de viento cruzado.
- ✓ Reducir la distancia de aceleración-parada (ASD).

*\* Nota: algunas aeronaves pueden permitir el uso de la reversa para hacer el retroceso (con mucho cuidado, porque puede provocar daños en el motor).*

### 8.2 TIPOS

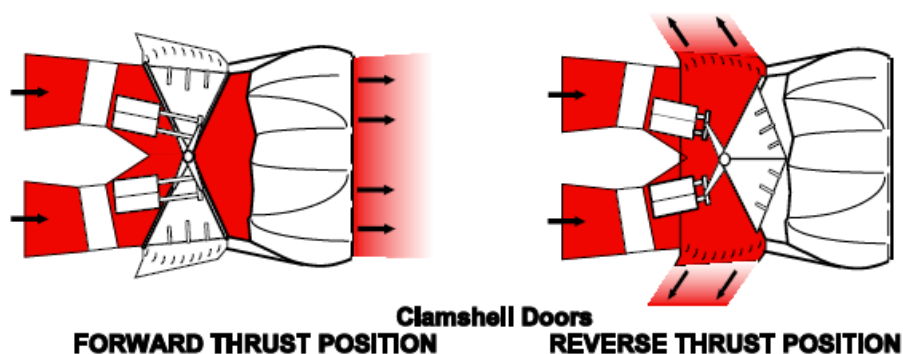
#### CLAMSHELL DOORS

Compuertas que cuando están cerradas el aire fluye a través del motor, si se abren, hace que el flujo se desvíe unos 90°, saldría en vertical, pero hay unos álabes guía (**cascade vanes**) para que de 90° giren justo a la dirección opuesta a la del avión para producir un freno efectivo.

Por ejemplo: A320, A330, A340.

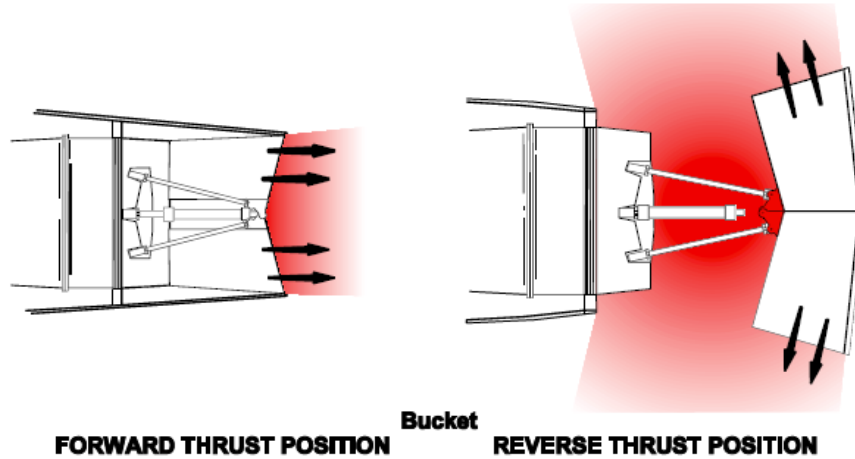
Aproximadamente, el 50% del empuje de despegue puede utilizarse como reversa.

Las compuertas se abren por presión neumática procedente del compresor de alta (N<sub>2</sub>). Este aire a presión mueve las compuertas desde la posición de vuelo recto (**stowed position**) hasta la posición de reversa (**deployed position**).



### BUCKET DOORS (EXTERNAL)

Operadas **hidráulicamente**. La parte del final de la tobera se despliega en dos mitades que se unen verticalmente. Es muy característico de los turbojets. Por ejemplo: B737-200, MD80 o Fokker 100.

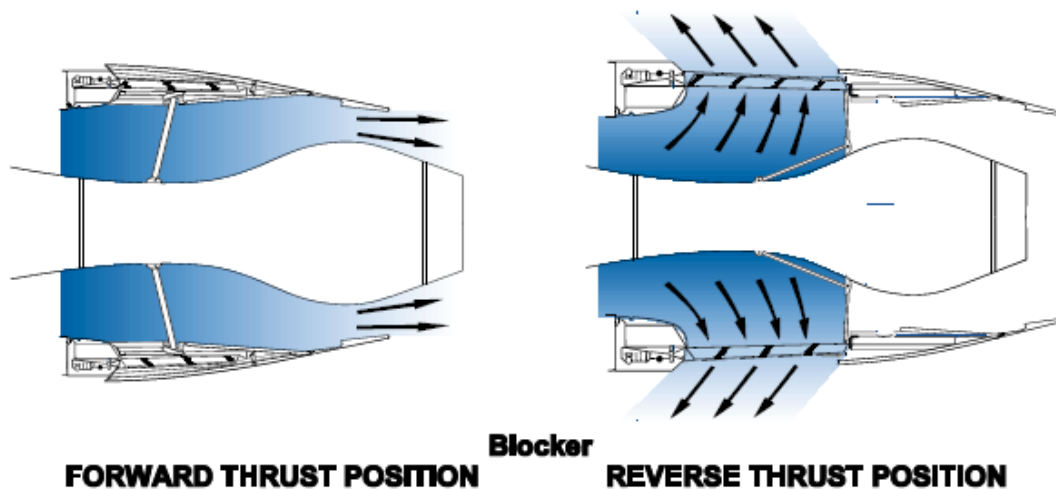


### BLOCKER DOORS

En los otros casos el aire que se impulsa hacia delante es aire caliente. En este caso se utiliza el flujo secundario (aire frío) para revertir el empuje. Es por este motivo que este tipo de reversa se llama **COLD STREAM REVERSER**.

Solo se usan en motores con alto índice de derivación. Hay álabes guía (**cascade vanes**) que en la posición de repliegadas están escondidas debajo las puertas. Cuando se abren las compuertas, estos álabes guía dirigen parte del flujo secundario hacia el exterior, para crear el empuje reverso.

Son de las reversas más utilizadas actualmente. Por ejemplo: B737, B757, B767, B747.



### 8.3 OPERACIÓN

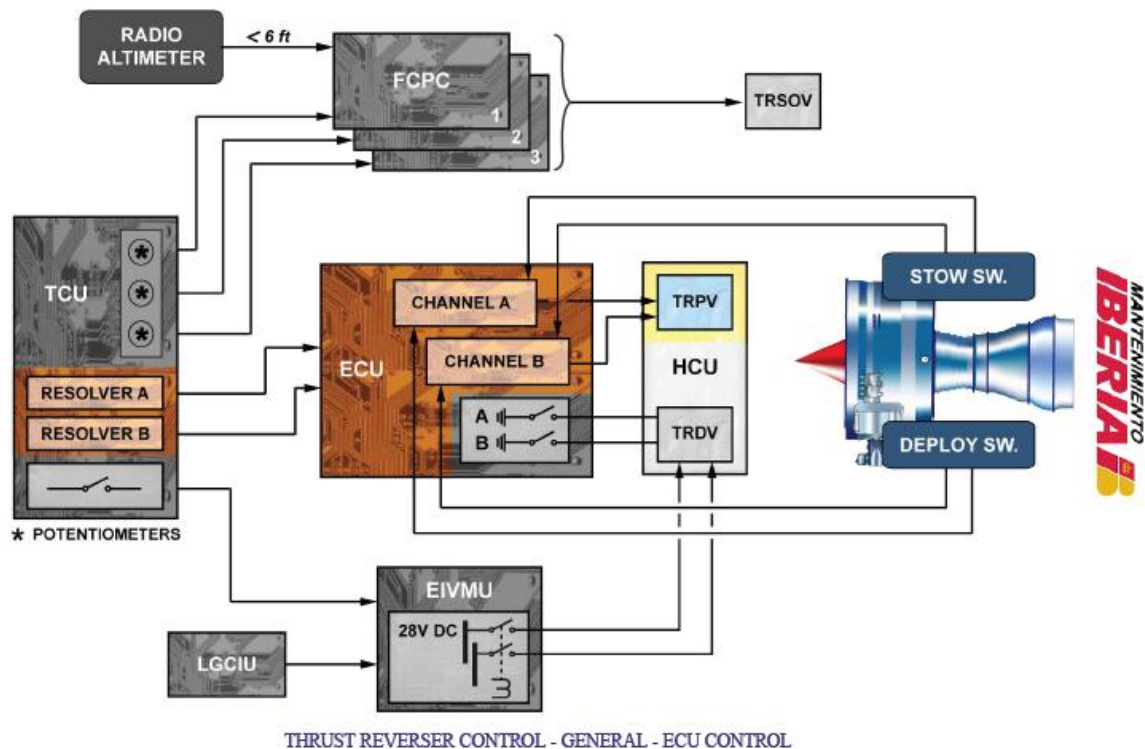
Cuando se activa la reversa aparecen luces de aviso. También al alcanzar la velocidad en la que tiene que quitarse aparecerá indicación. Las puertas se controlan mediante el “*reverse thrust lever*”.

Las indicaciones de motor se deben de tener en cuenta, sobre todo las EGT. Es importante chequear si los motores responden simétricamente cuando se incrementan las RPM en reversa.

En caso de fallo de motor en un bimotor se recomienda no utilizar las reversas, por el empuje asimétrico que podría producir. Aun así, si se utilizan con mucho cuidado, y mantener el eje de pista con los pedales.

#### MÉTODOS DE PROTECCIÓN

- El piloto no debe seleccionar la reversa hasta que la palanca de gases no esté en IDLE.
- No puede ser activada hasta que las patas principales no han tocado al suelo (hasta que se active el *squat switch*) → también conocida como “pata sabia”.
- No se aumenta el empuje hasta que no han desplegado totalmente las compuertas.
- Si estando con gases se despliegan las puertas, los gases automáticamente se pondrán en IDLE.
- Si se aplican reversas y por algún fallo se cierran las compuertas, los gases no se aumentarán sino que se quedarán en IDLE.



Esta es un esquema de las protecciones que tiene el sistema de reversa del A340.

## 8.4 RESTRICCIONES

No tienen una velocidad máxima. Velocidad mínima de **60-80 kt** para minimizar la posibilidad de ingestión de residuos y gases calientes. En algunos AD pueden restringirlas para evitar el ruido (procedimientos de atenuación de ruido).

En el caso del B737-800 cuando se alcanza la velocidad de 60 kt se reducen las reversas para alcanzar la velocidad normal de rodaje con las palancas de reversa en IDLE.



## 9. PERFORMANCE Y AUMENTO DE EMPUJE

En los motores de turbina existen sistemas que permiten aumentar el empuje:

- ❖ Inyección de agua e inyección de agua-metanol
- ❖ Postcombustión

### 9.1 SISTEMAS DE INYECCIÓN DE AGUA

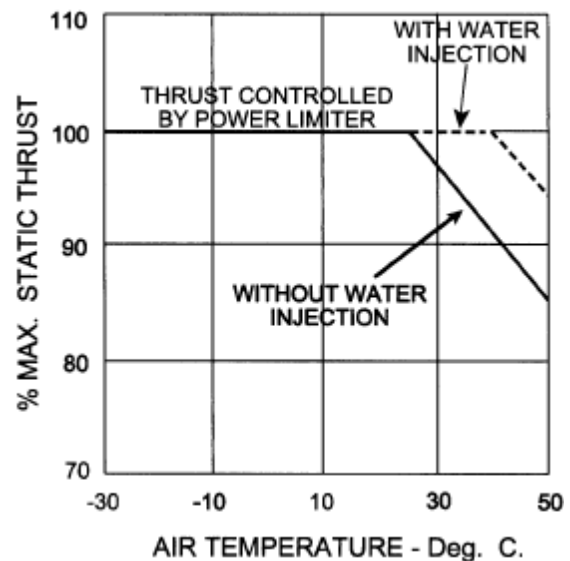
Se utilizan cuando **disminuye la densidad**, y consecuentemente el **gasto másico (alta altitud)**.

También se usan cuando la temperatura aumenta considerablemente **(en despegue)**. Con esto se consigue:

- ✓ Evitar una pérdida de empuje en momentos críticos.

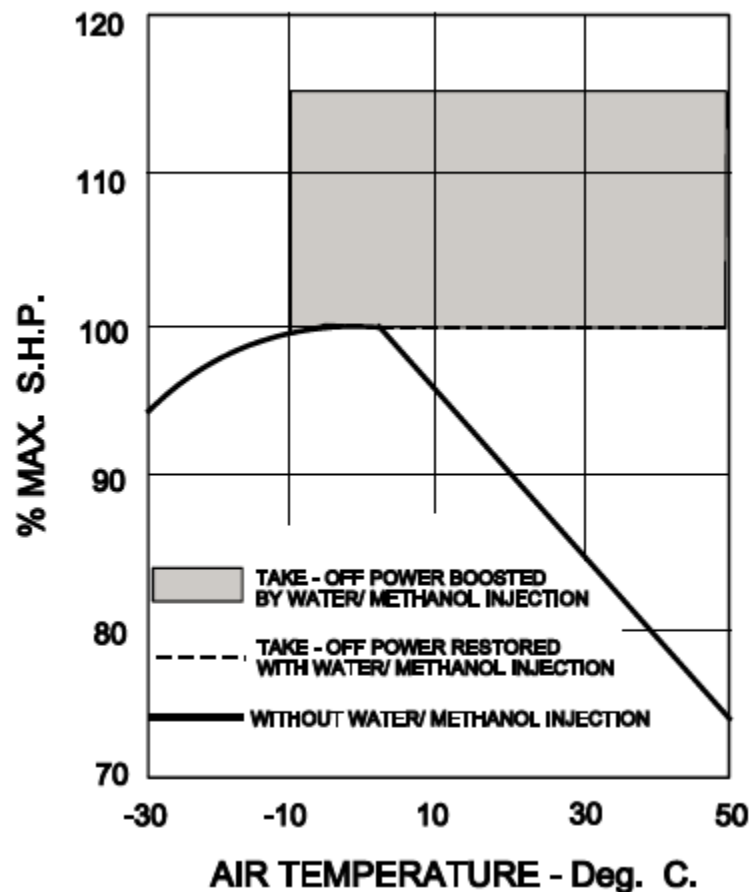
El sistema normalmente se activa cuando la palanca de gases se mueve a la posición de despegue.

*Nota: fue usado por primera vez en los B707 y DC8 y los últimos modelos en utilizarlo fueron los B747-100 y 200.*



Se puede utilizar tanto en **turbojets** como en **turbo-hélices**:

- ✓ **Turbojets** → se pueden incrementar las RPM y el gasto másico (G) aumentará. No obstante, estas RPM deben ser limitadas a un máximo, para evitar estrés en el motor (**Power Limiter Circuit**). *Nota: en este caso el % de empuje se mantiene al 100% (no incrementa)*
- ✓ **Turbo-hélices** → la inyección de agua se lleva a cabo en la **cámara de combustión**. El gasto másico aumenta más en la turbina, por lo que esta hace disminuir el paso de la hélice para impulsar mayor cantidad de aire. Se consigue un mayor empuje a unas RPM cte del compresor.  
*Nota: en este caso el % de SHP (Shaft Horse Power) incrementa un 15%. Ver zona sombreada del gráfico siguiente, que indica el aumento de potencia (boost power).*



Se puede realizar la inyección de agua en dos sitios:

- **En la entrada de aire (*intake*)**

Se utilizaba en algunos **motores con compresor centrífugo** y algunos **motores americanos con compresores axiales**.

Inconvenientes:

- ✓ Mala distribución del agua
- ✓ Cantidad de agua limitada (para evitar *flame out*)

- **En la cámara de combustión**

El gasto másico **aumenta más en la turbina** que en el compresor. Por tanto, hay menos caída de presión en la turbina. Se incrementa la potencia disponible para mover la hélice (turbo-hélices) o para dar mayor presión de salida (turbojets).

- *¿Cómo es el proceso?* Al refrigerar la c. combustión el H<sub>2</sub>O pasa a gas y la presión aumenta; la temperatura disminuye (se libera calor -calor latente de vaporización- y se enfría el ambiente).

**Ventajas:** detonación menos probable, mayor G (mayor E) y el motor puede trabajar a mayores RPM (turbojets).



## 9.2 INYECCIÓN DE AGUA-METANOL

La inyección de agua presenta el siguiente inconveniente:

- Se debe haber usado toda el agua en el despegue → sino en crucero se puede congelar. *Nota: en el caso de los B707 y DC8 llevaban unos 300 galones de agua/motor que debían ser usados en 3 minutos.*

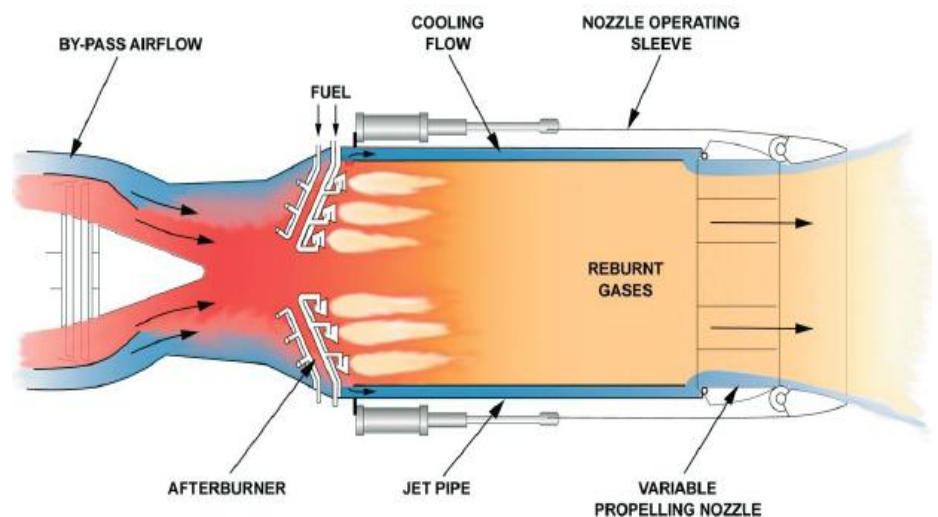
Por este motivo se añade **metanol** al agua. El metanol también **aumenta la temperatura** de los gases, ya que es un alcohol (combustible).

Para evitar que la temperatura suba demasiado existe un sistema llamado **control de agua-metanol**, cuya función es controlar la proporción de agua-metanol que inyecta.

- ✓ Se inyecta un ratio de **40% metanol** y **60% agua**.

## 9.3 POSTCOMBUSTIÓN

La **postcombustión** (*afterburning*) utiliza el oxígeno no quemado en la combustión normal para volverlo a quemar en otra cámara de combustión, ubicada después de la turbina (postcombustor). Es utilizado básicamente en motores de reacción militares.



Ventajas de la postcombustión:

- ❖ Mejora la capacidad de despegue
- ❖ Mejor ascenso
- ❖ Buena aceleración a velocidades supersónicas
- ❖ Alto rendimiento en combate
- ❖ Aumento del empuje en un **60%**.

Aprovechando que el aire todavía está muy caliente después de la turbina, se inyecta más combustible en la tobera (*jet pipe*) mediante inyectores dispuestos a lo largo del flujo de aire → **no es necesaria una 2ª llama**.

Cierta cantidad de aire *by-pass* que sale del exterior de la turbina discurre por el exterior del postcombustor, para refrigerar el aire en la salida de la tobera (ya que se alcanzan T mayores de 1700°C).

La tobera de salida de los postcombustores es de **área variable** y está **operada hidráulicamente**.

- ✓ **Posición cerrada** → operación normal (sin postcombustión)
- ✓ **Posición abierta** → operación con postcombustión. Permite aumentar el volumen de gas que sale.

El control de la tobera es **automático**. La poscombustión se activa mediante la palanca de gases normal, venciendo un resorte o *dog-edge gate* (similar a la bandera de la hélice).

El flujo de aire que sale de la turbina se pasa por un **difusor**, que hace disminuir su velocidad (para que la postcombustión sea estable). El uso de la poscombustión es limitado, pues presenta un serio inconveniente:

❖ **Fuel flow elevadísimo**

También tiene otro inconveniente como es que **aumenta la superficie de la garganta**.

## 10. SANGRADO DE AIRE

---

### 10.1 INTRODUCCIÓN

El sangrado de aire se obtiene de:

- ✓ El **compresor de baja (LP)**
  - Es suficiente a altas RPM del motor.

#### UTILIZACIÓN DEL SANGRADO DE AIRE

- ✓ Acondicionamiento de aire/presurización
- ✓ Presurización de los *reservoirs* hidráulicos
- ✓ Presurización de los tanques de combustible
- ✓ Presurización de los depósitos de agua potable
- ✓ Actuación de las reversas
- ✓ Anti-hielo de las superficies y del motor
- ✓ Calentadores de combustible
- ✓ Refrigeración interna del motor (álabes)

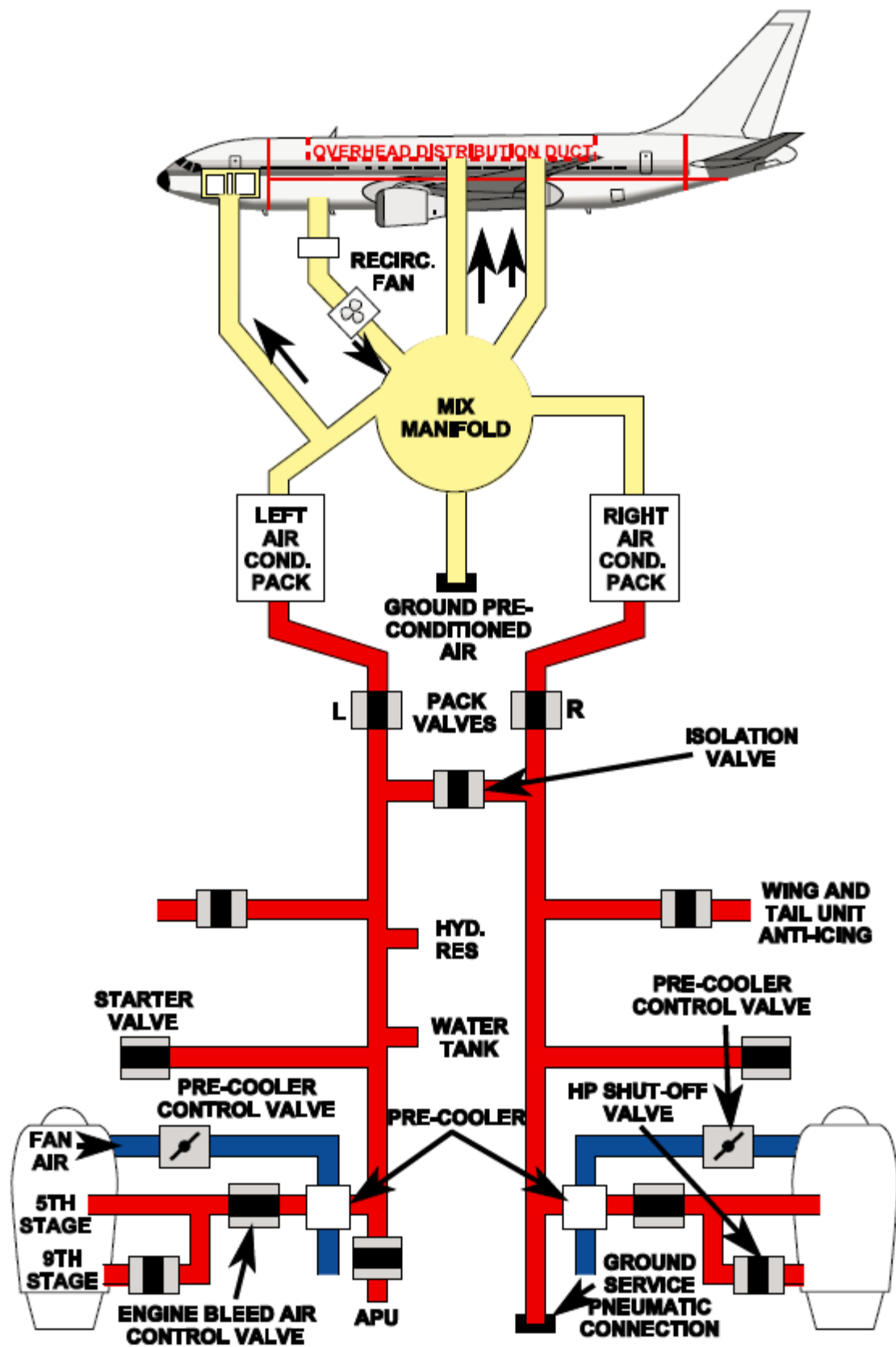
- ✓ El **compresor de alta (HP)** → aire más caliente
  - Se utiliza a regímenes de RPM bajas y para anti-hielo.

El sangrado de aire se puede cerrar desde cabina (*overhead panel*). Cada pack de aire acondicionado se puede controlar de forma separada.

El sangrado se debe cerrar cuando:

- ❖ Ocurra una mal función del sistema.
- ❖ Haya contaminación en el sistema de aire acondicionado (humo).
- ❖ Se realicen operaciones de des-hielo en tierra.
- ❖ Haya fuego en el motor.





Este esquema muestra el funcionamiento general del sistema de aire acondicionado/presurización de una aeronave comercial.



## 10.2 AIRE INTERNO

Aire interno = aire que se usa para refrigerar el propio motor (c. combustión, palas de turbina...).

Es importante sangrar el aire de las primeras etapas del compresor, pues ahí todavía el trabajo realizado para comprimir el aire no es muy elevado (así se pierde menos energía, se desgasta menos al aire).

Una vez se ha utilizado el aire, eyecta de nuevo al flujo de aire del motor a la presión más elevada posible, así se consigue una pequeña recuperación en la performance del motor.

¿De dónde se sangra el aire?

- ❖ Etapas 5ª y 9ª del compresor. *(ver gráfico anterior)*

## 10.3 REFRIGERACIÓN DE LOS ÁLABES DE TURBINA

Las primeras etapas de la turbina son las partes **más sensibles** del motor, pues son las que se calientan más de toda la estructura. Es por tanto vital un buen sistema de refrigeración en esa zona.

Principal objetivo:

- ✓ **Incrementar la TIT** (*Turbine Intermediate Temperature*) aunque se exceda la temperatura de fusión de los materiales. No pasa nada, ya que la zona está permanentemente refrigerada.

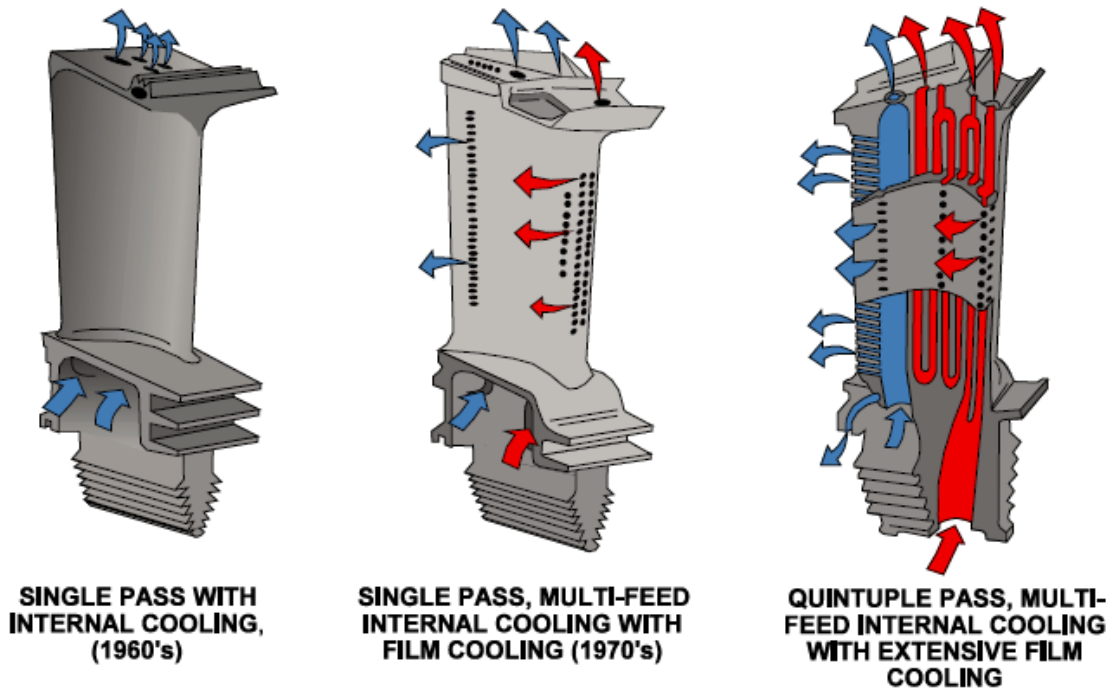
### EVOLUCIÓN

**Década de los 60** → Los primeros sistemas de refrigeración de álabes de turbina eran muy simples. El aire del compresor de baja (LP) fluía a través del álabe.

**Década de los 70** → Se utilizó el doble flujo (LP + HP) con paso simple. Se creaba una capa límite alrededor del álabe que ayudaba a refrigerar.

**En la actualidad** → Se utilizan álabes que tienen 5 pasos y que comparten aire de LP y HP. Son muy eficientes desde el punto de vista de refrigeración, pues el aire pasa varias veces por una misma zona. Se crea también una capa límite (ayudaba a refrigerar).





Los álabes guía de turbina (*nozzle guide vanes*) se refrigeran de una manera similar a la de los álabes de turbina. La única diferencia es que utilizan solamente **aire del compresor de alta (HP)**. Los **discos de turbina** también se refrigeran con HP.

Después de ser usado, el aire de HP se inyecta en la corriente de salida y el aire de LP se expulsa al exterior por sus propios conductos.

El efecto que produce en sangrado de aire en las performances del motor son:

- ❖ Disminuye el G.
- ❖ Aumenta la EGT.
- ❖ Disminuye empuje.
- ❖ Aumenta el SFC.

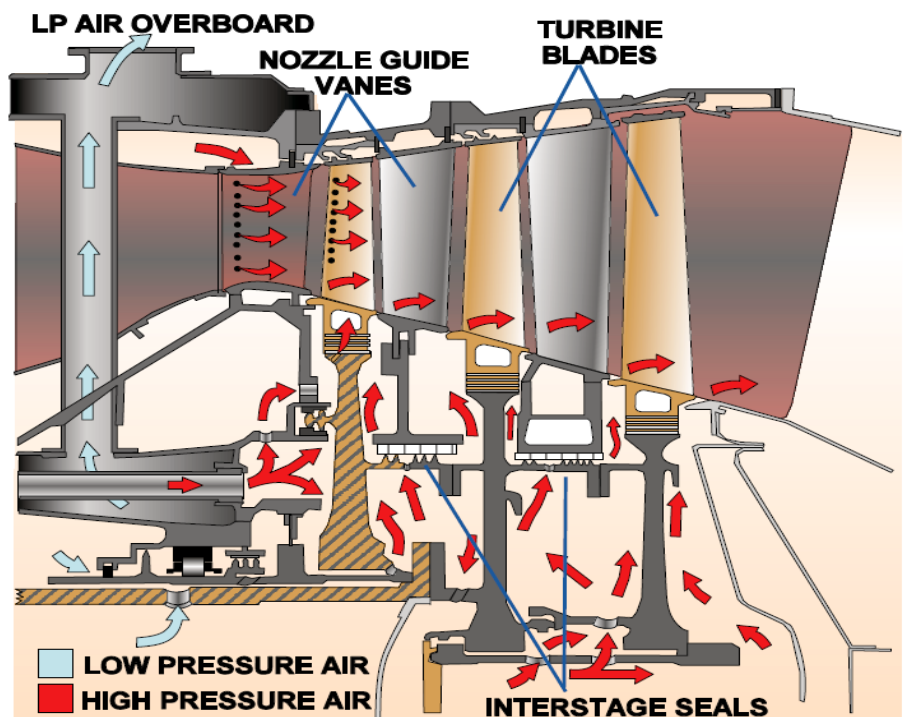


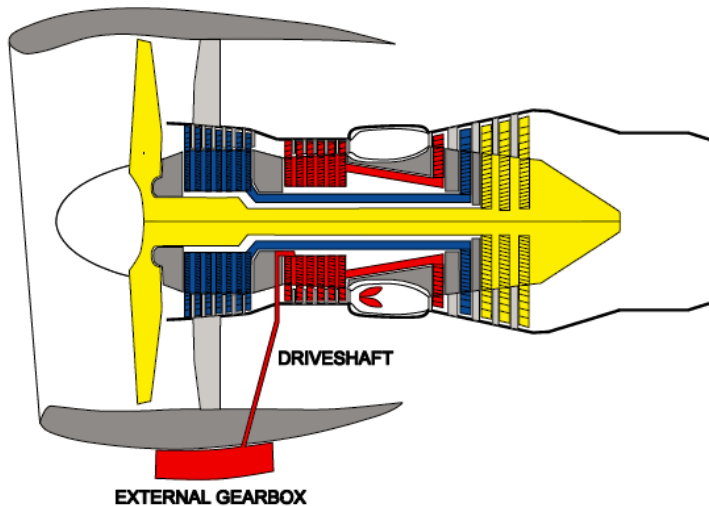
Figure 28.3 Cooling and Sealing within the Turbine Area



## 11. CAJA DE ACCESORIOS

### 11.1 INTRODUCCIÓN

La **caja de accesorios (auxiliary gearbox)** proporciona energía a los mecanismos hidráulicos, neumáticos y eléctricos del motor y también para impulsar bombas de combustible, de aceite y otros dispositivos necesarios para la operación eficiente del motor.



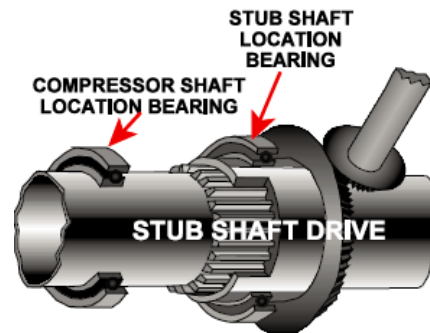
Para mover la unidad accesorio normalmente se usa alta presión del eje del compresor de alta ( $N_2$ ) que se dirige hacia el *gearbox* externo, vía un *gearbox* interno. El *gearbox* externo suele contener el motor de arranque.

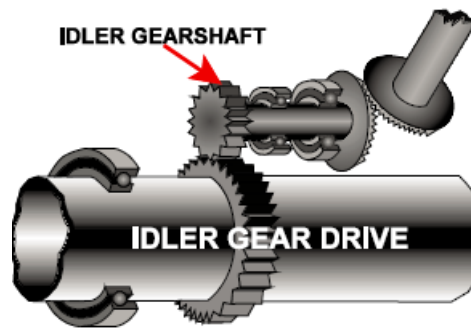
### 11.2 EXPANSIÓN DEL EJE

El movimiento axial del eje del compresor provoca la **expansión/contracción** de dicho eje. Si no hay ningún mecanismo que compense este efecto puede provocar que los dientes que engranan la caja de accesorios se rompan, pues transfieren unos 400-500 CV de potencia.

Hay dos soluciones para evitarlo:

- **Stub shaft drive:** el eje del compresor tiene unas pequeñas ranuras. El *stub shaft* tiene unas ranuras que coinciden con las ranuras del eje. Aunque se expanda/contraiga el eje las ranuras de ambos ejes permanecerán unidas.
- **Idler gear drive:** se sitúa fuera del eje con una rueda dentada fijada por los dos lados. Por un lado está fijada con la rueda dentada del eje del compresor y por el otro lado está atada a la rueda dentada del eje conductor de la caja de accesorios.

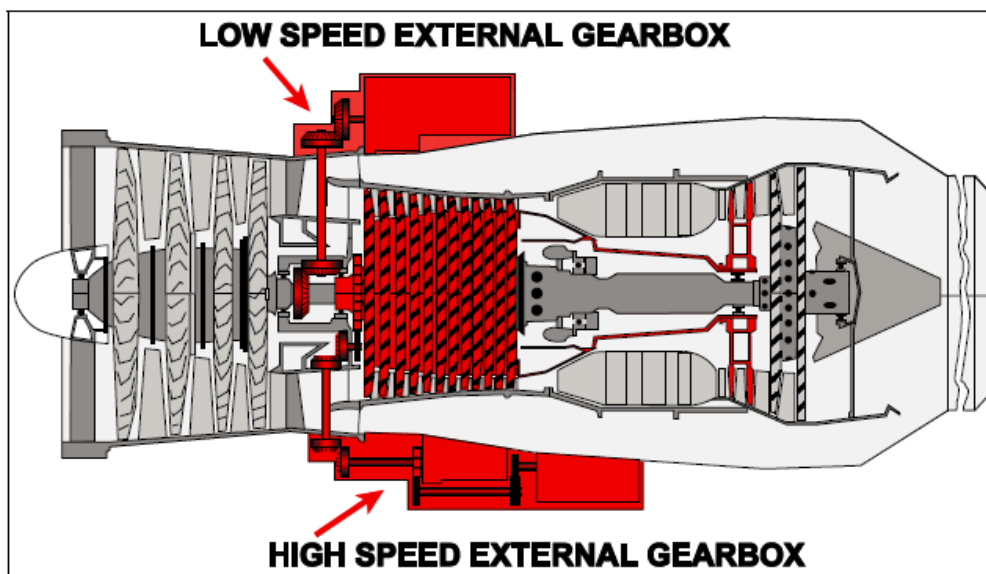




### 11.3 DISTRIBUCIÓN DE LA CARGA

Algunos motores tienen un **segundo eje radial** del compresor de baja, que rota a baja velocidad. Con eso, los accesorios se pueden dividir en **dos pequeños grupos**, reduciendo las dificultades del espacio limitado alrededor del motor.

Ya que el compresor de alta es el que rota primero, hay determinado tipo de accesorios del motor (bombas de combustible y aceite) que se agrupan en el *gearbox* conducido por ese eje.



En esta imagen se muestran dos tipos de *gearbox* externos: el de **baja velocidad** (conducido por el compresor de baja) y el de **alta velocidad** (conducido por el compresor de alta). También se puede comprobar que el tipo de unión es por *idler gear drive*.

Por tal de facilitar tareas de mantenimiento, el *gearbox* se ubica en la parte inferior del motor.



## 11.4 SHEAR NECKS

Un fallo mecánico de un accesorio puede causar el fallo completo del *gearbox* y la destrucción de componentes internos del motor. Para prevenirlo se utiliza el equivalente mecánico del fusible eléctrico en algunos accesorios.

Se sitúa una sección débil en el eje del *gearbox*, llamado ***shear neck***, que está designado para fallar en una carga que exceda el **25% del máximo normal** para un componente en particular.

Este mecanismo no se utiliza en las unidades accesorias primarias del motor (bombas de aceite y combustible) porque un fallo de estos componentes supone el apagado inmediato de ese motor.



## 12. AUXILIARY POWER UNIT

---

### 12.1 INTRODUCCIÓN

El objetivo es utilizar sistemas del avión en tierra sin tener motores encendidos o sin estar conectados al GPU (dispositivo propio de puesta en marcha). Para el arranque de los motores y el acondicionamiento de aire interior de la cabina durante TO (sobre todo en días calurosos); para no quitar la potencia del motor para sangrar aire al sistema de aire acondicionado se utiliza el APU.

Puede suministrar **energía eléctrica, hidráulica y neumática** (en vuelo para **presurización** y en tierra para **aire acondicionado**). Se opera normalmente para encender los motores en tierra y para reencender los motores en vuelo. También se opera después del aterrizaje, para tenerlo preparado al 100% cuando llegemos a la plataforma.

*\* **Curiosidad:** a veces se enciende el APU en la aproximación final, para disponer del máximo empuje posible en caso de realizar un motor y al aire. Esto es debido a que el sistema de aire acondicionado consume energía del motor. Es un método utilizado sobre todo en aeronaves tipo MD80 o DC9 en condiciones de meteorología adversa.*

### 12.2 FUNCIONAMIENTO

Utiliza una turbina de eje libre (**FREE TURBINE TURBO SHAFT**).

La turbina libre está normalmente diseñada para funcionar a velocidad constante, por lo tanto **no se necesitará una CSDU** (*Constant Speed Drive Unit*), que mantiene constantes las RPM (y por tanto la frecuencia es también constante).

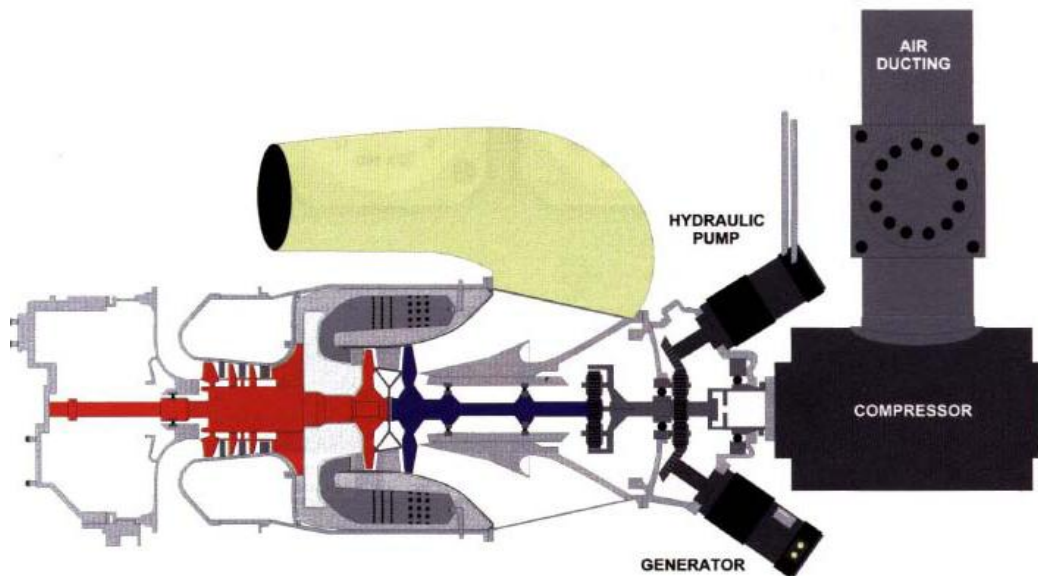
Es un motor **más flexible** y el compresor no está afectado por la carga variable de la turbina libre, que guía los accesorios mediante el correspondiente *gearbox*.

Es una turbina turboeje (**turboshaft**), pero no va conectada a ninguna hélice. Produce aprox. 600HP en general. Tiene bombas hidráulicas, generador y compresor (extrae el aire para el aire acondicionado y la presurización a través de conductos de aire). El compresor del APU puede ser:

- Centrífugo
- Axial
- o una combinación de ambos.

El compresor tiene 3 ó 4 etapas y la turbina tiene 2 rotores.





Normalmente se sitúa en la cola del avión.



APU del A380



APU del B737

### 12.3 OPERACIÓN EN VUELO

Puede ser operado en vuelo como energía de soporte a diversos sistemas del avión en caso de algún fallo de motor (no extraer potencia al único motor que nos quedaría). Importante en aeronaves de 2 motores. El APU no es suficiente para suministrar a todos

los sistemas del avión; en caso de fallo de los dos motores el APU no podrá abastecer a todos los sistemas.

### FILOSOFÍA DE DISEÑO

Simple, robusto y fiable. La altitud máxima de encendido y operación depende del tipo de avión. Puede funcionar hasta unos 9.000 – 10.000 metros de altitud; a medida que se modernizan los aviones la altitud disminuye, ya que los motores son más fiables.

## 12.4 CONTROL

Panel principal en el cockpit para ponerlo en marcha, monitorizar parámetros, pararlo y en caso de fuego accionar los extintores.

Se tiene poca información del APU: temperatura, velocidad del compresor y luces de indicación de fallo si se detecta fuego. En caso de mal función o exceder límites operativos se corta el APU automáticamente.

El piloto tiene un botón para encender, apagar y una palanca para accionar el extintor. Aviones actuales → pequeño ordenador que monitoriza todo el rato el APU: **ECU (Electronic Control Unit)**.

<b>Overheat</b>	Se cierra el APU si se excede la Tª máx.
<b>Overspeed</b>	APU se cierra con exceso de RPM, disponible siempre que funcione el APU.
<b>Low Oil Press</b>	Cerrar APU si el nivel de aceite es demasiado bajo.
<b>Fire Warning</b>	Equipado con extintor para descargar en caso de fuego.

Cuando está encendido no supone peligro alguno para el personal de tierra. Sólo se necesita un motor de 28V DC para arrancar el APU.

Antes de operar el APU las RPM y EGT deben estabilizarse.



## 12.5 RAM AIR TURBINE

La RAM air turbine (RAT) proporciona energía a los sistemas del avión en caso de situaciones de emergencia además del APU. Se utiliza en caso de que tengamos una parada eléctrica total (cosa muy excepcional dada la fiabilidad y redundancia de los sistemas actuales).



Ram Air Turbine del B757

**Inconveniente:** la potencia que suministra depende de la velocidad del avión, a punto de aterrizar o despegando, con poca velocidad, la potencia es demasiado baja.

Es una pequeña turbina conectada a una bomba hidráulica o generador eléctrico para generar energía (al girar las aspas). La RAT puede ser de dos tipos:

- Recogida dentro del fuselaje y se extiende en caso de emergencia. *Método más usado.*
- Montada dentro del fuselaje y que le llega el aire por medio de una válvula de control.

Durante el tiempo que tarda en extenderse se suministra energía de la batería para alimentar los instrumentos.

**FAIL SAFE:** si se pierde potencia en el avión, se selecta automáticamente la RAT.

Mediante una caja de engranajes se ajustan RPM nominales y puede conectarse a un generador para generar energía o a una bomba hidráulica; alimentará instrumentos eléctricos y controles de vuelo.

## 13. IGNICIÓN

La ignición en los reactores consiste de un sistema dual:

- ✓ **Unidad de ignición de alta energía (12 J)**
- ✓ **Unidad de ignición de baja energía (3-6 J)**

Se utiliza en los siguientes casos:

- En el arranque → se utiliza la de **alta energía (HE)**
- En pistas contaminadas → se utiliza la de **baja energía (LE)**
- En precipitación intensa → se utiliza la **LE**

*Nota:* el uso de la ignición de alta energía (HE) provoca el desgaste prematuro de las bujías. Se erosionan muy deprisa.

### 13.1 ACTIVACIÓN

El sistema se activa cuando se realiza la **puesta en marcha** y se desactiva de forma automática una vez el motor ha arrancado correctamente (ej: caso B737NG, primero en ON luego se selecta automáticamente en OFF). Lo mismo ocurre cuando se hace un **rearranque en vuelo** (ej: B737NG posición FLT, luego se pone solo en OFF).

En caso de **operación en pistas contaminadas** y en **precipitación intensa** se pone la ignición en **modo CONT (continua)**. Esto activa el **sistema de ignición LE**.

*Nota:* en algunas aeronaves el modo **CONT** se selecta automáticamente cuando suena el avisador de pérdida, para no sufrir un apagado de llama.

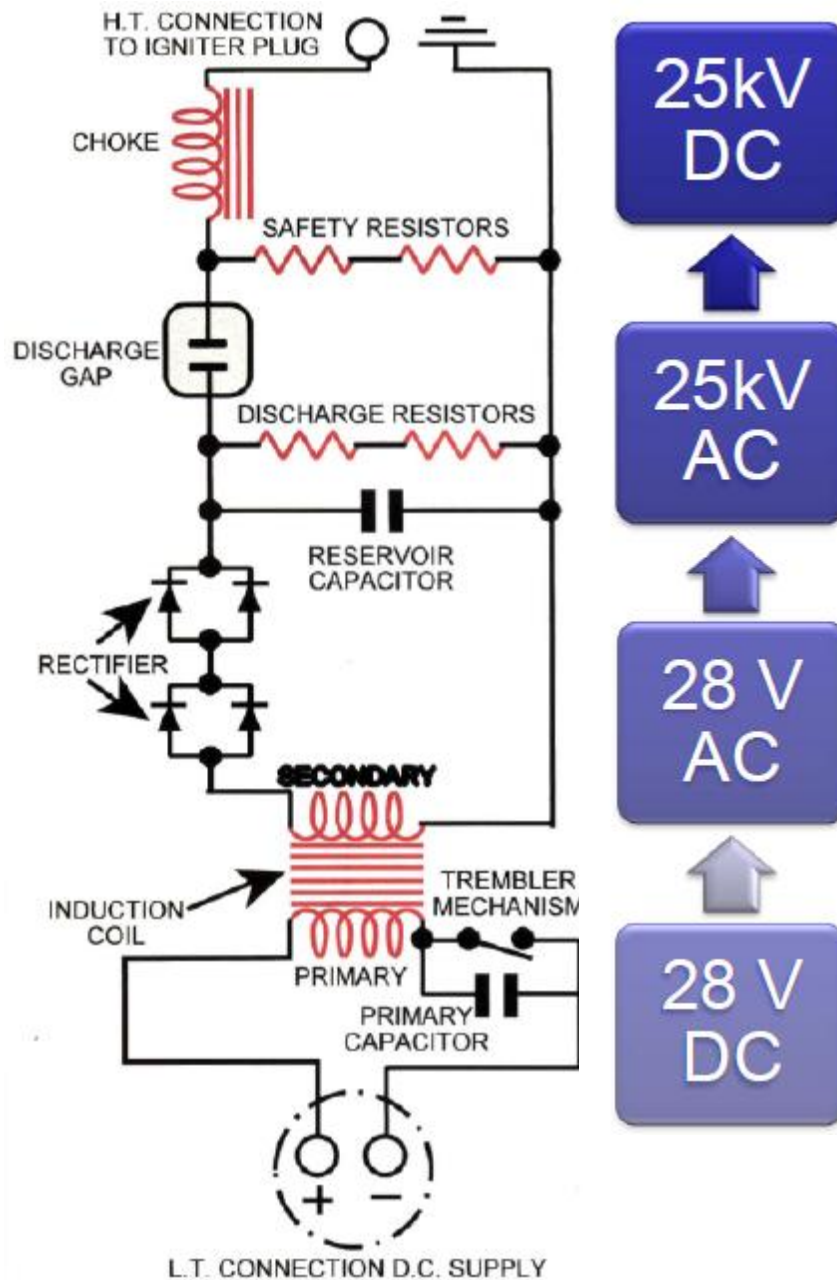


### 13.2 OPERACIÓN

La tasa de disparo es de **60-100 chispas por minuto**. El sistema empieza con **28V de DC** y mediante un rectificador lo transforma a **28V de AC**. Luego, mediante un transformador, se eleva el voltaje a **25.000 V de AC** (gracias a un **condensador**). Finalmente, se vuelve a rectificar la corriente a **25.000 V de DC**, donde se envía a los descargadores (**bujías**).

El sistema tiene unas resistencias de descarga (*discharge resistors*), mediante los cuales descarga a masa el exceso de voltaje (si no se utiliza). Así evitamos que se dañe el motor.

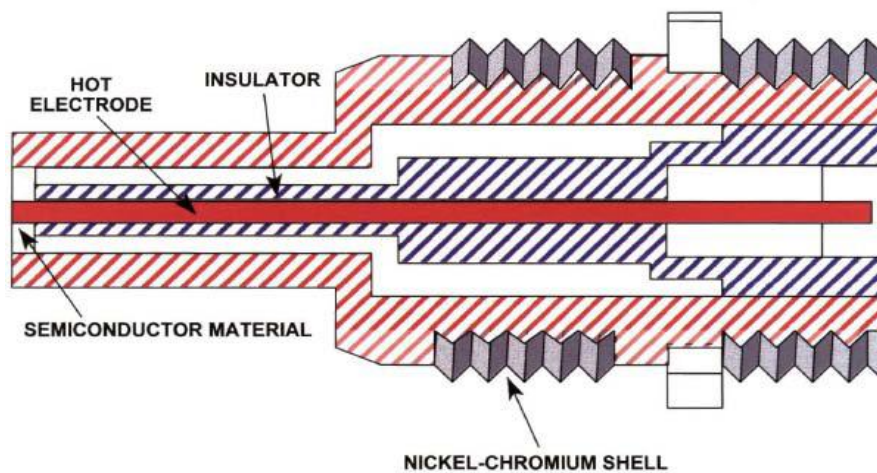
Ver el siguiente gráfico.



### 13.3 BUJÍAS

Hay dos tipos de bujías:

- ✓ **Bujías de chispa (*spark plugs*)** → igual que la de los motores de pistón. Utiliza un voltaje de 25.000V DC.
  - Inconveniente:
    - Requiere de un **sistema de aislamiento** entre el interior de la bujía y el cableado exterior para proteger al sistema, ya que existe un voltaje muy elevado (25.000 voltios).
- ✓ **Bujía de descarga en superficie (*surface discharge igniter plug*)** → utiliza un material semiconductor. (*Ver siguiente figura*)
  - Ventajas:
    - Utiliza sólo **2.000 V de DC**.



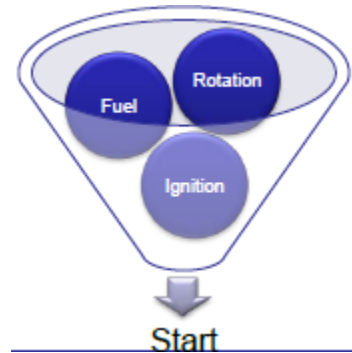


## 14. ARRANQUE

En este capítulo se tratará cómo se arranca un motor de turbina.

Por tal que arranque el motor:

1. El conjunto **compresor/turbina** debe empezar a **rotar** para introducir aire comprimido a la cámara de combustión.
2. Se debe inyectar **combustible** en la c. combustión.
3. Se debe producir una **chispa** para inflamar la mezcla de aire/combustible.



Existen dos tipos de arrancadores:

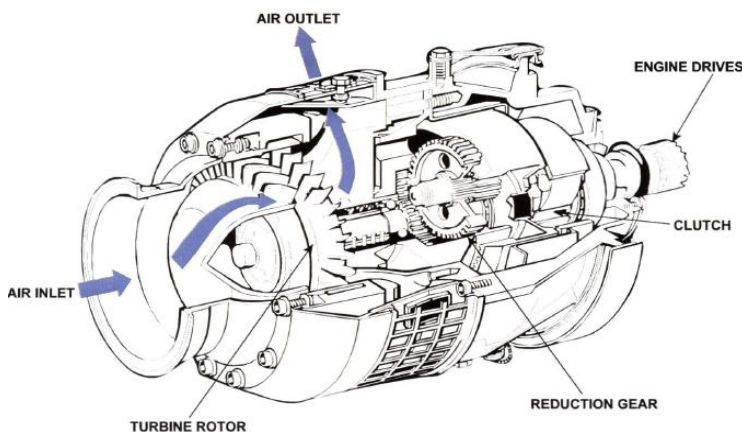
- ✓ **Arrancador neumático**
- ✓ **Arrancador eléctrico**

### 14.1 ARRANCADOR NEUMÁTICO

Se debe extraer aire de distintos sitios para que funcione:

- ✓ De la APU
- ✓ De la GPU
- ✓ Del motor opuesto (mediante la *X-bleed valve*) → caso Cessna Citation X

El aire que se supe de esas fuentes lo hace a **alta presión** → se inyecta en la **turbina**, para que rote al compresor.



¿Cuál es el ciclo? El aire se inyecta a las **palas estator** de la turbina. Estas convierten la presión en velocidad. Por tanto el rotor empezará a rotar a alta velocidad y se accionará la caja de engranajes (**gearbox**). Esta caja reducirá ligeramente la velocidad del rotor de turbina. Finalmente, el *gearbox* transmite el movimiento al **compresor de alta (HP)**.

START VALVE → TURBINE STATOR VANES → TURBINE ROTOR VANES → GEARBOX → HP COMPRESSOR

La ignición se selecciona de forma automática cuando:

- Se arranca el motor.
- Se inyecta el combustible.

En el procedimiento de arranque de un reactor, se deja esperar un cierto tiempo antes de introducir el combustible → evitar un arranque en caliente (**hot start**). En el caso del B737-800 se espera hasta 20% N<sub>2</sub> para inyectar el combustible. Luego la EGT aumenta hasta un límite (aprox. 728°C en el B737-800). Si se sobrepasa esta indicación de EGT inmediatamente se corta el combustible (es práctica habitual dejar la mano en la palanca de combustible hasta que se estabilizan las EGT).

A partir de una determinada velocidad rotacional del motor, la válvula de aire de la turbina se cierra (**start valve closed**). Una vez el motor está en régimen de IDLE el embrague de la caja de accesorios (**sprag clutch**) se desconecta automáticamente.

Existe un mecanismo (**sprag clutch ratchet**) que evita que el motor accione el motor de arranque después del encendido → se podría llegar a romper el motor de arranque debido a la alta fuerza centrífuga.

Para cerrar la *start valve* se utiliza un mecanismo llamado **flyweight cutout switch** → se desconecta esta válvula del sistema eléctrico, por tanto se cierra y no deja pasar aire. Esto ocurre una vez el motor alcanza las RPM nominales de IDLE.

## 14.2 ARRANCADOR ELÉCTRICO

El arrancador eléctrico fue el medio más usado para arrancar motores de turbina. Todavía se usa en pequeños reactores de negocios y en helicópteros. Uno de los motivos por los que no se utiliza es por su **elevado peso**.

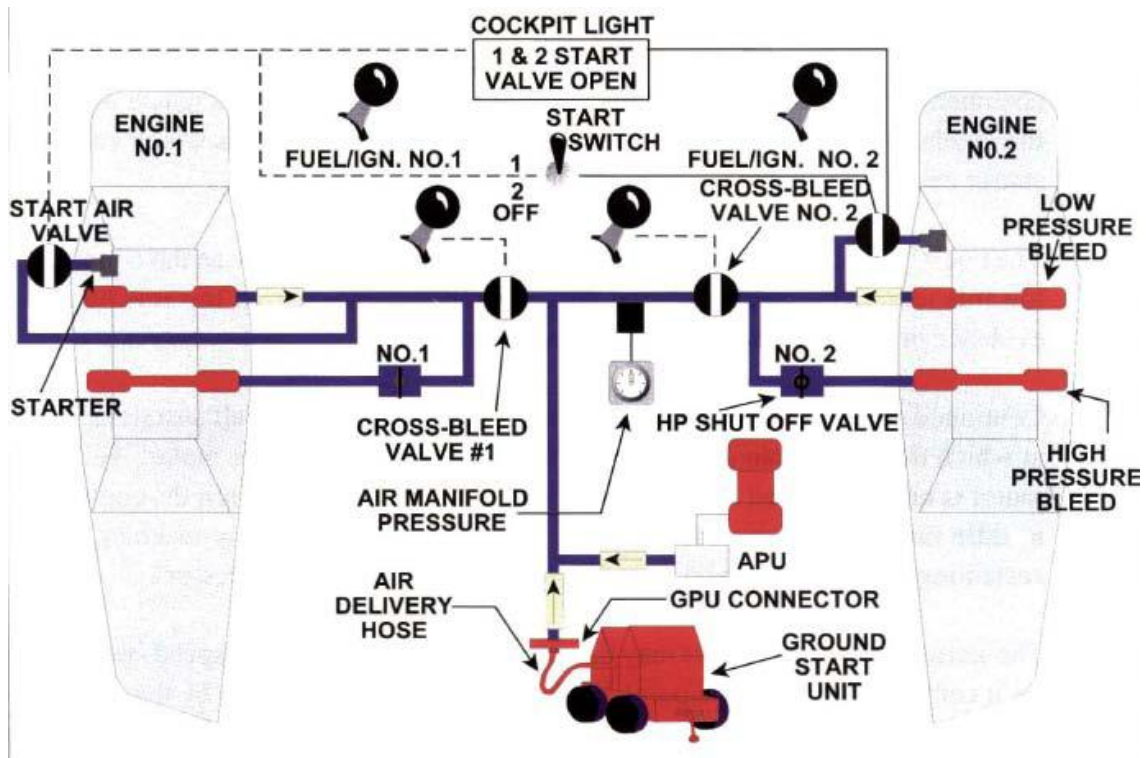
Del mismo modo que el neumático, el motor de arranque eléctrico está atado al *gearbox* del motor y acciona el compresor. La mayoría de motores de arranque eléctricos tienen un embrague automático (**automatic release clutch**) que desconecta el *starter* del motor. Este mecanismo cumple varias funciones:

- ✓ Desconectar el *starter*
- ✓ Evita altos torques de arranque al motor

Actualmente se utiliza el **arrancador-generador**, ya que tenemos un 2x1. Una vez ha arrancado el motor, pasa a ser un generador de corriente eléctrica. No obstante, la conexión al *gearbox* del motor es distinta a la del arrancador eléctrico normal. Además, si se quiere utilizar como generador debe estar **conectado permanentemente** al *gearbox*.



La siguiente figura muestra el ciclo de arranque de un motor de turbina.



### 14.3 CICLO DE ARRANQUE

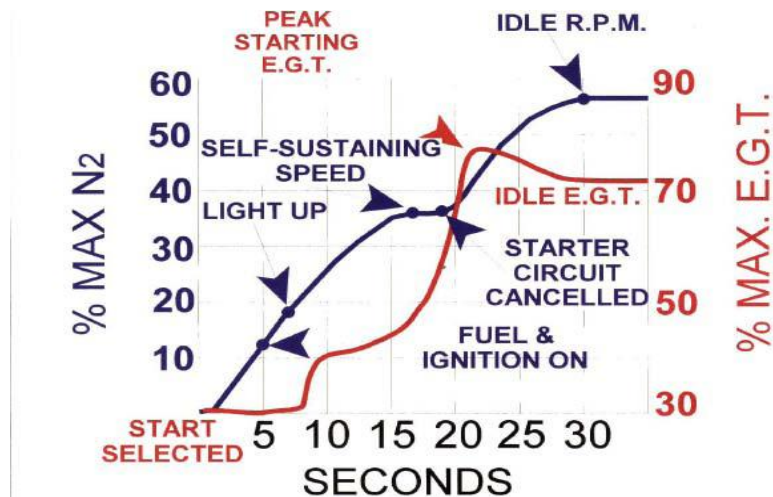
Cuando se selecciona el selector de ignición en la posición de **GRD**, el motor de arranque se embraga al compresor de alta (HP). La inyección de combustible y la ignición no se realiza hasta un cierto valor de %  $N_2$  (depende del avión; B737 20%  $N_2$ , B767-300 18%  $N_2$ ). El selector se mantiene en posición de GRD hasta que se consigue el valor nominal de RPM del motor en IDLE.



Una vez se inyecta el combustible, las **EGT aumentarán** hasta un cierto valor (ej: B737-800 hasta 728°C máx.). También este incremento de temperatura debe ocurrir en un límite de tiempo (máx. 20 segundos). El % de  $N_1$  y  $N_2$  también **aumentan** una vez se ha inyectado el combustible.

El **Fuel Control Unit (FCU)** incrementa progresivamente el *fuel flow*, asegurando una mezcla rica a medida que el motor acelera hasta IDLE.

Tal y como se ha comentado, el motor de arranque no se desconecta justo después de producirse la aceleración del motor. **Se desconecta un poco más tarde**, ya que se aprovecha para acelerar fácilmente el motor hasta el régimen de IDLE.



No obstante, el motor de arranque y los *ingiters* se pueden cancelar automáticamente mediante un interruptor de velocidad en el indicador de  $N_2$  (como método de protección). Una vez las EGT alcanzan el pico, bajan hasta el valor correspondiente a IDLE → esto es debido a que el aire presente es

mayor que la cantidad de combustible (mezcla pobre). Luego se va enriqueciendo la mezcla gracias al **FCU** y las EGT disminuyen.

Una vez el motor se ha estabilizado al **régimen de IDLE en tierra** el selector de ignición se apaga de forma automática. Esto suele ocurrir al **25%  $N_1$**  o al **60%  $N_2$** .

## 14.4 PURGADO DE MOTOR

El purgado de motor (o **blowout**) se requiere cuando hay demasiado combustible en la cámara de combustión, después de un arranque fallido → se debe drenar ese combustible para evitar una llamarada en el cono de turbina (muy peligroso).

Para realizar el purgado de motor se debe seleccionar el selector de ignición en GRD. Esto accionará el *starter*. **Precaución:** ¡no se debe inyectar más combustible! (palancas de combustible en IDLE).

*Nota:* en la mayoría de motores turbofan modernos, si el motor no aumenta de revoluciones en el tiempo especificado (*wet start*) la ignición y la inyección de combustible se apagarán de forma automática, pero el motor de arranque seguirá funcionando para mover al compresor y eliminar el combustible no quemado.

## 15. PROBLEMAS DEL ARRANQUE

---

Durante el arranque de motor se debe prestar especial atención a:

- Las EGT del motor
- El %N<sub>2</sub>

Es también práctica habitual que se mantenga una mano en la palanca de combustible hasta que los parámetros de motor se hayan estabilizado.

Los problemas de arranque más comunes son tres:

- ✓ Arranque en caliente (**HOT START**)
- ✓ Arranque húmedo (**WET START**)
- ✓ Arranque colgado (**HUNG START**)

### 15.1 HOT START

Para comprobar que no se esté produciendo un *hot start* hay que vigilar las EGT. Si estas son **superiores** a las máximas, **cortar inmediatamente el motor** (ej: en el B737-800, si las EGT suben a más de 728°C cortar inmediatamente motor).

El procedimiento es tan exhaustivo que si **se sobrepasa solo 1°C**, hay que **cortar el motor**, pues el motor se considera inservible (**NO GO**).

*¿Por qué se produce un hot start?* → Hay demasiado combustible y muy poco aire para refrigerar (se ha inyectado el combustible demasiado antes). En el caso de B737-800, si se inyecta el combustible antes del 20% N<sub>2</sub> se puede producir un *hot start*.

Causas:

- ✓ Fuerte **viento en cola** durante el **segundo** arranque del día.
- ✓ El motor no rota lo suficiente o hay hielo en la toma de motor.
- ✓ Mal funcionamiento del **FCU** (se inyecta demasiado combustible).
- ✓ Arrancar el motor con una **carga de AC excesiva** (corriente AC máxima). El motor no se estabiliza a las RPM nominales de IDLE.

### 15.2 WET START

El **arranque húmedo (*wet start*)** se produce cuando no se puede arrancar el motor. Se identifica porque las **EGT no aumentan** y las **RPM alcanzan el máximo** que puede soportar el motor de arranque.



Significa que hay **demasiado combustible** (el motor está ahogado de combustible; *flooded*). El problema que presenta el *wet start* es que si se inflama esa cantidad de combustible, puede provocar una llamarada en el cono de turbina (*torching*).

¿Qué se debe hacer cuando sucede un *wet start*? → **Cortar inmediatamente el combustible** y dejar **encendido el motor de arranque** (*ingiters* en posición GRD en el B737). Con esto drenaremos el combustible en exceso de la cámara de combustión.

### 15.3 HUNG START

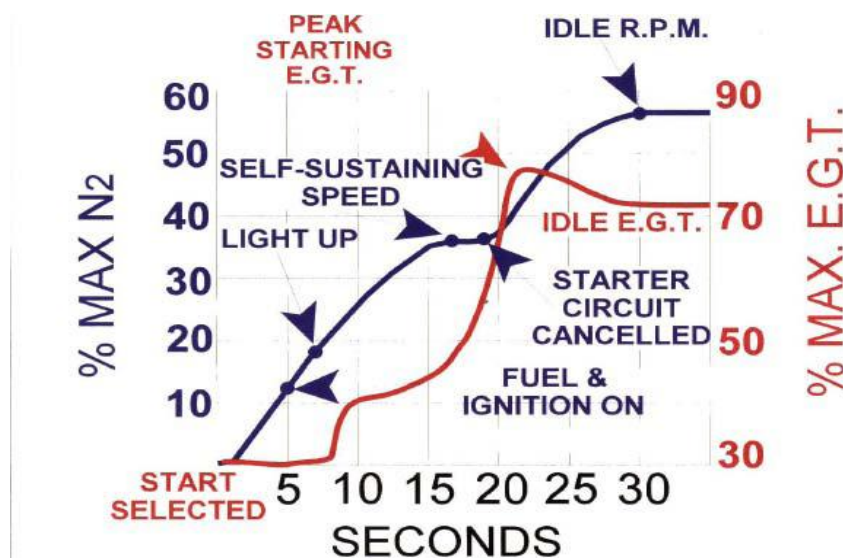
El **arranque colgado** (*hung start*) se puede identificar por:

- Las **EGT** son **demasiado altas** para el %  $N_2$  actual.
- Las **RPM** del motor son **inferiores a las de IDLE**.

*Nota:* las **EGT** son inferiores a las máximas, pero si se mantienen en esa condición sin aumentar el %  $N_2$  puede dañar al motor.

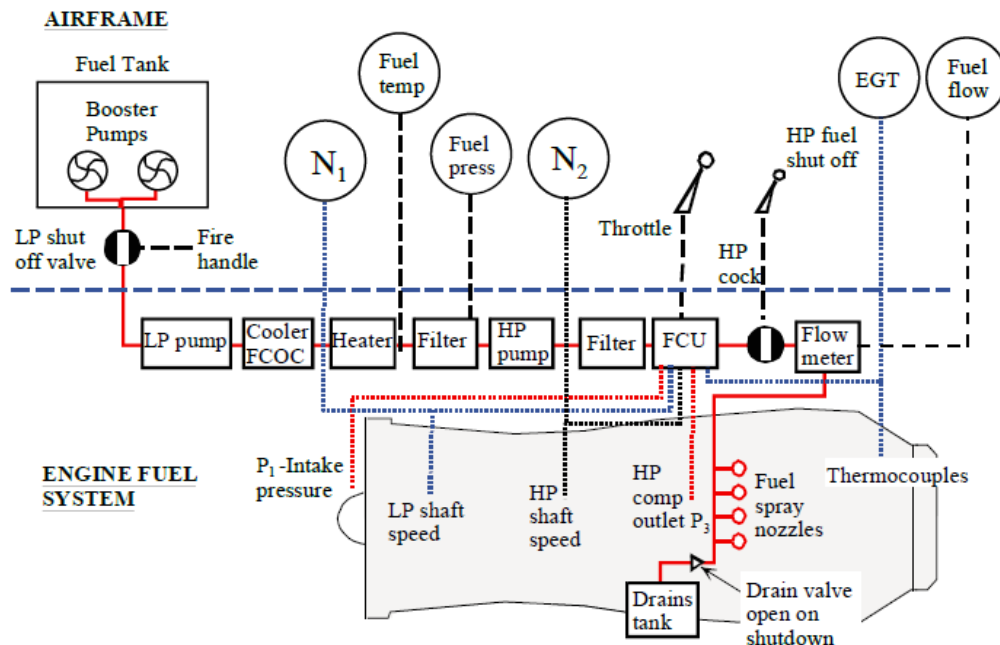
Cuando se identifica este problema hay que **cortar el suministro de combustible e investigar el problema**.

¿Por qué se produce el *hung start*? → Suele ser porque **no hay suficiente aire** para sostener una buena combustión (ej: compresores dañados o contaminados). Por tanto, los gases no ayudarán a mover la turbina, ya que son insuficientes.



## 16. SISTEMA DE COMBUSTIBLE

El sistema de combustible consiste de componentes que filtran y monitorizan el flujo de combustible y que lo proporcionan a los inyectores en función de la posición de la palanca de gases.



### 16.1 COMPONENTES

Los componentes de dicho sistema son: *(ver esquema)*

- **Booster pumps:** transfieren el combustible desde los tanques hasta la válvula de paso de combustible (fuel shut off valve).
- **Fuel shut off valve:** sirven para cortar el suministro de combustible en los siguientes casos:
  - Para quitar los componentes (en revisiones).
  - En caso de incendio en motor (cuando se acciona el extintor se cierra automáticamente esta válvula).
  - En caso de emergencia para parar el motor.
- **Bomba de baja presión (LP pump):** está conducida por la caja de accesorios del motor. Proporciona combustible a la bomba de alta presión (HP). En caso de fallo de las *booster pumps*, la bomba de LP succionará parte del combustible de los depósitos, haciendo que el motor continúe funcionando.
- **Refrigerador (cooler):** se instala en la mayoría de motores de turbina. Es un refrigerador de aceite, que cumple la doble función de **refrigerar el aceite** y **calentar el combustible**, evitándose la formación de cristales de combustible

que bloquearían las tuberías hacia los inyectores. Es conocido como ***fuel cooled oil cooler (FCOC)***.

- **Calentador (heater):** complementa al FCOC. Utiliza aire del compresor para calentar el combustible.
- **Filtro:** su función es proteger los componentes delicados de la bomba de HP y del sistema de control de combustible (*Fuel Control Unit – FCU*) de polvo y suciedad.
- **Fluxómetro:** mide la cantidad de flujo de combustible (en Kg/h o Gal/h) y también incluye un dispositivo que mide la cantidad de combustible consumida desde la puesta en marcha (totalizador).
- **Presión y temperatura del combustible:** la temperatura se mide a la salida del calentador y la presión a la salida del filtro. En cabina se dispone de sus respectivos indicadores.
- **Bomba de alta presión (HP pump):** accionada por la caja de engranajes de alta presión (HP) del motor. Se dedica a incrementar la presión del combustible cuando lo requiere el motor (en despegue, go-around...).

## 16.2 FUEL CONTROL UNIT (FCU)

### CONTROL DE ALTITUD

Como la presión varía con la altitud, existe un sistema que **varía el flujo de combustible** con ese cambio de presión. Así, las **RPM del motor** se mantendrán **constantes** para una posición determinada de la palanca de gases.

Para conseguir esto se utiliza una **cápsula barométrica (BPC)** ubicada en el FCU. Se expande o contrae dependiendo de la presión (a mayor presión más se contrae y viceversa). Esta expansión/contracción modifica el flujo de combustible que va hacia los inyectores.

### UNIDAD DE CONTROL DE ACELERACIÓN

Tal y como se vio en temas anteriores, un incremento rápido del flujo de combustible provocaba la pérdida del compresor y el *surge*. Para evitar esto se instala una unidad de control de aceleración en el FCU.

Esta unidad recibe información de:

- Presión de entrada del motor (*engine intake pressure*)
- Presión a la salida del compresor (*compressor delivery pressure*)

Utiliza esta información para ajustar una válvula reguladora de combustible (***fuel metering plunger***).

Este sistema actúa como una **segunda “palanca de gases”** actuando en serie con la palanca de gases principal, ya que regula el flujo de combustible para conseguir una aceleración óptima y alejar al motor de la pérdida de compresor y *surge*.





### LIMITADOR DE EGT

Existe un sistema que monitoriza las EGT en todo momento (termopares en la parte trasera de la turbina) y que se combina con un **sistema limitador de EGT**, que evita que se sobrepasen las EGT máximas. Esto permite al piloto seleccionar máxima potencia sin riesgo a fundir elementos internos de la turbina.

### LIMITADOR DE POTENCIA

La habilidad del compresor de soportar las presiones internas depende de los materiales que lo componen. Si se sobrepasan las presiones máximas de operación, se puede llegar a romper.

Para prevenir esto, el FCU tiene un **sistema limitador de potencia**. Este sistema se nutre de información proveniente de sensores de presión de entrada (*intake pressure*) y sensores de presión a la salida del compresor (*compressor delivery pressure*). La resultante de estas señales es procesada por este sistema y regula la cantidad de flujo de combustible, para así no exceder los límites de presión.

### LIMITADOR DE RPM

También se debe limitar la velocidad rotacional de los *spools*<sup>2</sup>, para evitar fuerzas centrífugas excesivas que rompieran el eje. Existen **dos métodos** para limitar las RPM:

1. Un **tacómetro-generador** o un sensor de velocidad electrónico que es conducido por el propio eje del motor. Envía señales proporcionales a la velocidad del eje, y cuando se alcanza un valor predeterminado se ajusta el flujo de combustible.
2. Mediante un **governor hidráulico-mecánico** ubicado en la bomba de HP. Este governor está accionado por el compresor de alta (HP). Utiliza presión hidráulica como elemento regulador del flujo de combustible. El valor de salida es también proporcional a las RPM del motor.

## 16.3 MÁS COMPONENTES

- **HP fuel cock (HP fuel shut off valve):** es la válvula de paso de combustible que se encuentra en el pedestal. Corta el suministro de combustible entre el FCU y los inyectores. Se puede controlar **mecánicamente** o bien **eléctricamente** mediante un actuador. Mayoritariamente se controla de forma eléctrica.  
En el caso del B737NG se inyecta el combustible (HP fuel shut off valve ON) al 20% N<sub>2</sub>. En el caso del B767-300 se inyecta al 18% N<sub>2</sub>.
- **Válvulas de presurización y drenado:** se utiliza en sistemas de combustible del tipo dúplex. A partir de un valor determinado de presión la **válvula de presurización (pressurising valve)** se abre y permite el paso del combustible a través del conducto principal (*main manifold*).

<sup>2</sup> *Spool*: es la unión turbina – eje – compresor. Los motores de turbina actuales tienen entre 2 y 3 ejes.



La **válvula de drenado (*dump valve*)** permite que una vez se ha parado el motor el combustible residual sea drenado hacia el depósito de drenaje, evitándose así que hierva el combustible debido al calor residual.

- **Depósito de drenaje (*drain tank*):** es aquí donde va a parar el combustible residual después de parar el motor. Mientras el motor esté en funcionamiento, una válvula de no retorno evita que fluya combustible hacia este depósito.

## 16.4 ELECTRONIC ENGINE CONTROL (EEC)

La mayoría de aeronaves comerciales modernas utilizan sistemas electrónicos de control del motor (EEC). Estos permiten:

- Mayor economía del combustible.
- Mayor fiabilidad.
- Aumento de la vida operativa del motor (y aumento del TBO<sup>3</sup>)

En la actualidad se utilizan dos tipos de EEC:

- **Supervisory Engine Control System**
- **Full Authority Digital Engine Control (FADEC)**

### SUPERVISORY ENGINE CONTROL SYSTEM

Este sistema utiliza un **ordenador** que recibe varios *inputs* sobre parámetros del motor y controla la **unidad hidráulico-mecánica del FCU**, que recordemos que mediante presión hidráulica regula el flujo de combustible.

El FCU responde a las órdenes del EEC y realiza las funciones necesarias para controlar la operación del motor y lo protege de sus parámetros límite.

El ordenador monitoriza:

- ✓ EPR
- ✓ Posición de la palanca de gases
- ✓ N° de Mach
- ✓ Presión de entrada y temperatura

Este ordenador hará mantener el **empuje constante** aunque varíe la temperatura, presión, etc. Cualquier fallo en el EEC causará que el sistema pase a **control manual**.

---

<sup>3</sup> TBO: *Time Between Overhauls*. Tiempo que pasa entre una revisión completa del motor y la siguiente. Durante un *overhaul* se desmonta el motor pieza a pieza y se sustituyen estas por piezas nuevas. Con esto se consiguen ahorros de más del 50%, ya que no se tiene que cambiar el motor por uno de nuevo. En el caso de las DA42 se llevan a la fábrica que tiene Diamond en Wiener Neustadt, en Austria (LOAN).



A grosso modo se puede resumir este tipo de EEC mediante el siguiente esquema:

EEC → FCU → ENGINE OPERATION

### FULL AUTHORITY DIGITAL ENGINE CONTROL (FADEC)

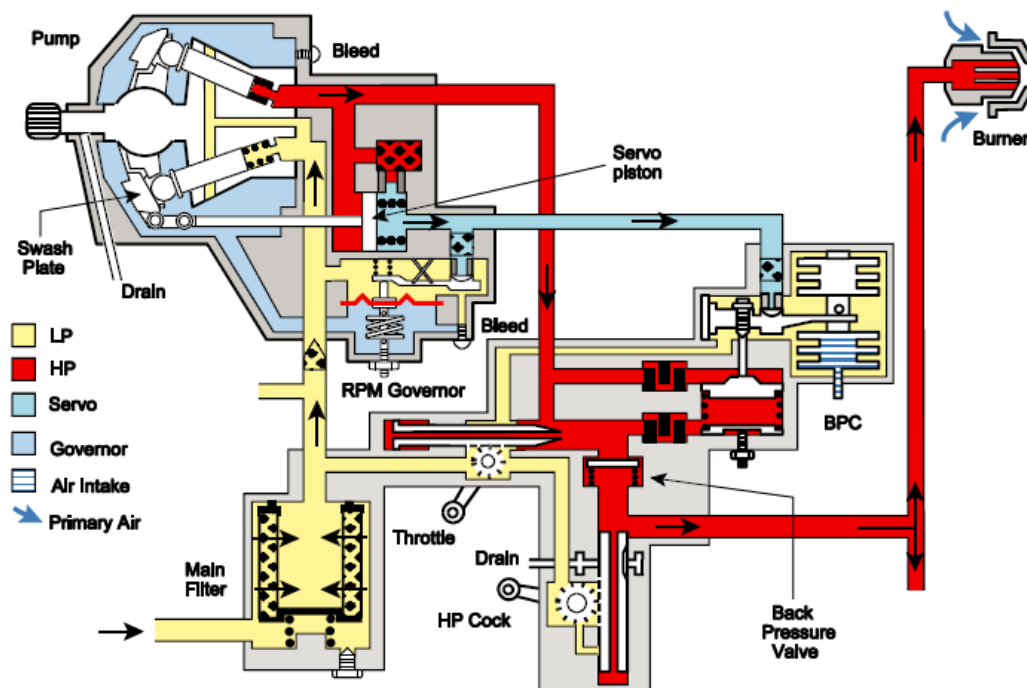
El sistema **FADEC** recibe toda la información necesaria para la operación eficiente del motor y realiza la mayoría de las acciones de control del mismo, como es el control del flujo de aire del compresor (regulación de las VIGV's, VSV's, etc.).

El sistema de combustible se reduce a tan sólo una bomba, una válvula de control y una *fuel shut off cock*. En este caso no se requiere la unidad hidráulico-mecánica de control.

Este sistema se encarga de monitorizar todos los parámetros del motor y previene de sobrepasar los parámetros límite de operación. El **control de la mezcla de aire/combustible es automático**. A medida que el piloto avanza la palanca de gases el FCU siente como aumenta la cantidad de masa de aire que entra en la cámara de combustión debido al incremento de RPM, presión y temperatura. Esto hará que la FCU ajuste el flujo de combustible para mantener el ratio de aire/combustible constante, independientemente de las condiciones ambientales.

La mayoría de aeronaves comerciales de última generación (B737, A320...) llevan instalado este sistema de control del motor.

La siguiente imagen muestra un sistema de control de combustible.



## 17. COMBUSTIBLES PARA REACTORES

---

### 17.1 REQUERIMIENTOS

Las especificaciones ideales para todo combustible, sea para motor de pistón o para motor de turbina, son:

- Facilidad para fluir en cualquier condición de operación.
- Combustión completa en cualquier condición.
- Alto valor calorífico.
- No corrosivo.
- No dañino para el motor.
- Bajo peligro de incendio.
- Facilidad para encender el motor.
- Buena lubricación

### 17.2 COMBUSTIBLES

Los motores de turbina utilizan queroseno como combustible. Hay distintos tipos de queroseno:

- ❖ **JET A1 (AVTUR)** → *Aviation turbine fuel*. La **gravedad específica**<sup>4</sup> (SG) es de **0,8** a 15°C. El *flash point* es de 38,7°C. El *waxing point* es -50°C.
- ❖ **JET A** → es un combustible muy similar al anterior. El *waxing point* es de -40°C. Este tipo de combustible sólo se utiliza en USA.
- ❖ **JET B (AVTAG)** → *Aviation turbine gasoline*. Es una mezcla de gasolina de aviación y queroseno. La **SG** es **0,77** a 15°C. El *flash point* es bajo (-20°C). El rango de ebullición es más amplio que el del JET A1. El *waxing point* es -60°C. Este tipo de combustible puede ser una alternativa al JET A1, pero debido a su bajo *flash point* es muy inflamable, por lo que por razones de seguridad **no se utiliza en aeronaves civiles**.

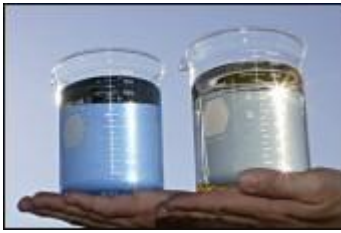
### 17.3 APARIENCIA DEL COMBUSTIBLE

A diferencia de las gasolinas de aviación, los **querosenos no se tiñen**, ya que se diferencian a simple vista. Por lo tanto **mantienen su color original**, que puede ir desde amarillo claro hasta simplemente incoloros.

---

<sup>4</sup> SG: *Specific Gravity*. La densidad de ese combustible.  $SG = \frac{\rho}{\rho_{H2O}}$





Comparación de AVGAS (izquierda) y AVTUR (derecha)

Si en el combustible aparece una fina **nube** indica la presencia de **agua** o **aire**. Si la nube tiende a subir hacia arriba existe aire. Si la nube tiende a bajar existe agua.

## 17.4 ADITIVOS

En el combustible se añaden los siguientes aditivos, sea para mejorar sus cualidades o para protegerlo de agentes externos:

- **FSII (Fuel System Icing Inhibitor) → anticongelante**

En todo combustible hay una pequeña presencia de agua. Esta agua puede provocar los siguientes problemas:

- **Engelamiento:** si se asciende, la temperatura del combustible disminuye. Esta disminución provoca que el agua no pueda disolverse lo suficiente, por lo que se generan pequeñas gotitas de agua, que si se congelan pueden obstruir las tuberías de suministro de combustible.
- **Hongos y corrosión:** existe un hongo microbiológico llamado *Cladasporium Resinae* que está presente en el queroseno. Este hongo crece muy rápidamente con la presencia de agua y forma unos filamentos de color verde, que pueden **bloquear el sistema de distribución de combustible**. Estos hongos son **corrosivos**, especialmente a las juntas de aislamiento de los depósitos de combustible.

Mediante la inclusión de FSII en el combustible se consigue eliminar todos estos problemas.

- **HITEC (agente lubricante)**

Se añade este agente lubricante para alargar la vida operativa de los componentes internos del sistema de combustible.

- **Aditivos para disipar la electricidad estática**

Se encargan de disipar la electricidad estática que se genera por el alto flujo de combustible de los modernos sistemas de transferencia.

- **Anticorrosivos**

Protegen elementos férricos del sistema de combustible, como depósitos o tuberías de la corrosión. Ciertos anticorrosivos también tienen propiedades lubricantes.

- **Desactivantes del metal**

Eliminan el efecto catalizador que tienen algunos metales, particularmente el cobre, ya que participan en la oxidación del combustible.

## 17.5 AGUA EN EL COMBUSTIBLE

El agua siempre está presente en el combustible, aunque sea en niveles muy bajos.

Se pueden tomar medidas para minimizar los efectos que provoca la presencia de agua en el combustible:

- **Drenar el agua:** antes de repostar, el agua, al ser más densa, tiende a situarse en la parte inferior del depósito. Mediante la válvula de drenado se puede extraer el agua residual. Si se quiere drenar después de repostar el avión, se deberá esperar un determinado tiempo, ya que el combustible estará removido (hay que esperar a que el agua se asiente bien en la parte inferior).



Muestra de agua en el combustible. Obsérvese como se deposita al fondo del recipiente, por tener esta mayor densidad que el combustible.

- **Calentador de combustible (*fuel heater*) y FCOC (*fuel cooled oil cooler*):** se utilizan estos dispositivos para eliminar los cristales de hielo que se forman a bajas temperaturas.
- **Exclusión atmosférica:** se conoce con este nombre a la técnica de llenar hasta el tope los depósitos para evitar la entrada de aire y por tanto de humedad. Se suele hacer después del último vuelo del día. Se debe tener precaución, ya que si se llenan hasta el máximo y la temperatura aumenta, el combustible se expandirá, pudiendo derramarse parte del mismo.

## 17.6 WAXING

El enceramiento (*waxing*) es la formación de depósitos carbonosos en el combustible a **bajas temperaturas**. Los depósitos toman forma de cristales de cera y pueden **bloquear el filtro de combustible** y por tanto, interferir en la operación normal de la FCU (*Fuel Control Unit*).

Los efectos del *waxing* se pueden minimizar de la siguiente manera:

- ✓ En la refinería, manteniendo los **niveles de hidrocarburos pesados tan bajos** como sea posible.
- ✓ La inclusión de un **calentador de combustible** en el sistema.

## 17.7 EBULLICIÓN

La temperatura a la que un combustible se evaporará depende de la presión en su superficie. A medida que se aumenta la altitud, la presión disminuye, por lo que el combustible tendrá mayor tendencia a evaporarse. Esto puede formar el conocido **vapour lock**, y bloquear las tuberías. En casos extremos incluso hasta los motores se pueden parar.

Aunque estamos hablando de motores de turbina, no está de menos recordar que en motores de pistón, para minimizar los efectos del *vapour lock*, se debe accionar la bomba eléctrica de combustible (FUEL PUMP ON), para dar presión al sistema. A título informativo, la Diamond DA40 es una aeronave muy propensa a padecer este efecto.

## 17.8 GRAVEDAD ESPECÍFICA

La **gravedad específica (SG)** podría definirse como la densidad del combustible. Varía **inversamente proporcional con la temperatura** (a mayor temperatura, menor densidad).

Los cambios en la gravedad específica del combustible afectan al empuje producido por el motor. En las aeronaves comerciales modernas, el FCU compensa automáticamente la variación de SG, para mantener un empuje constante.

Debe mencionarse que un cambio en la SG hace variar el peso bruto de la aeronave.



## 18. SISTEMA DE LUBRICACIÓN

---

### 18.1 OBJETIVOS

El principal objetivo de la lubricación es **reducir la fricción**. También destacamos los siguientes: mantener limpio el motor, minimizar la corrosión, refrigerar y en turbohélices para cambiar el paso de la hélice.

### 18.2 SISTEMAS DE LUBRICACIÓN

La mayoría de motores de turbina utilizan un **sistema de lubricación de recirculación**, en el que el aceite después de ser distribuido ahí donde debe ir vuelve de nuevo al depósito principal por la acción de las bombas recuperadoras. Existen dos tipos de sistemas de lubricación: sistema con válvula de alivio de presión y sistema de flujo completo.

#### SISTEMA CON VÁLVULA DE ALIVIO DE PRESIÓN

En este sistema hay una **válvula de alivio de presión (*pressure relief valve*)** que limita la presión del aceite y por tanto el flujo. Esta válvula se abre cuando se enciende el motor, proporcionando una presión y flujo constantes de aceite. Comentar que el valor de la presión es el que determina el fabricante como óptimo de operación, y por tanto, se mantendrá bajo todas las condiciones de operación.

**Funcionamiento** → el aceite sale del depósito y pasa por un filtro, antes de entrar en la bomba. De la bomba pasa por la ya mencionada válvula de alivio que mantiene la presión constante, y de ahí se distribuye a todos los componentes internos del motor que lo requieran.

La siguiente imagen muestra un sistema de válvula de alivio utilizado en motores turbohélices. El aceite se introduce por la parte delantera, ya que es ahí donde está el mecanismo de cambio del paso de la hélice. Luego va discurriendo por dentro del eje del motor hacia la parte trasera. A lo largo de este recorrido va repartiéndose para lubricar los distintos componentes del motor.

Tal y como se puede apreciar, existe una bomba de medidora de torque (***torque meter pump***), cuya función es compensar el empuje que produce el *governor* de la hélice. Si se mide esta presión de aceite, se puede determinar con exactitud el torque transmitido a la hélice.

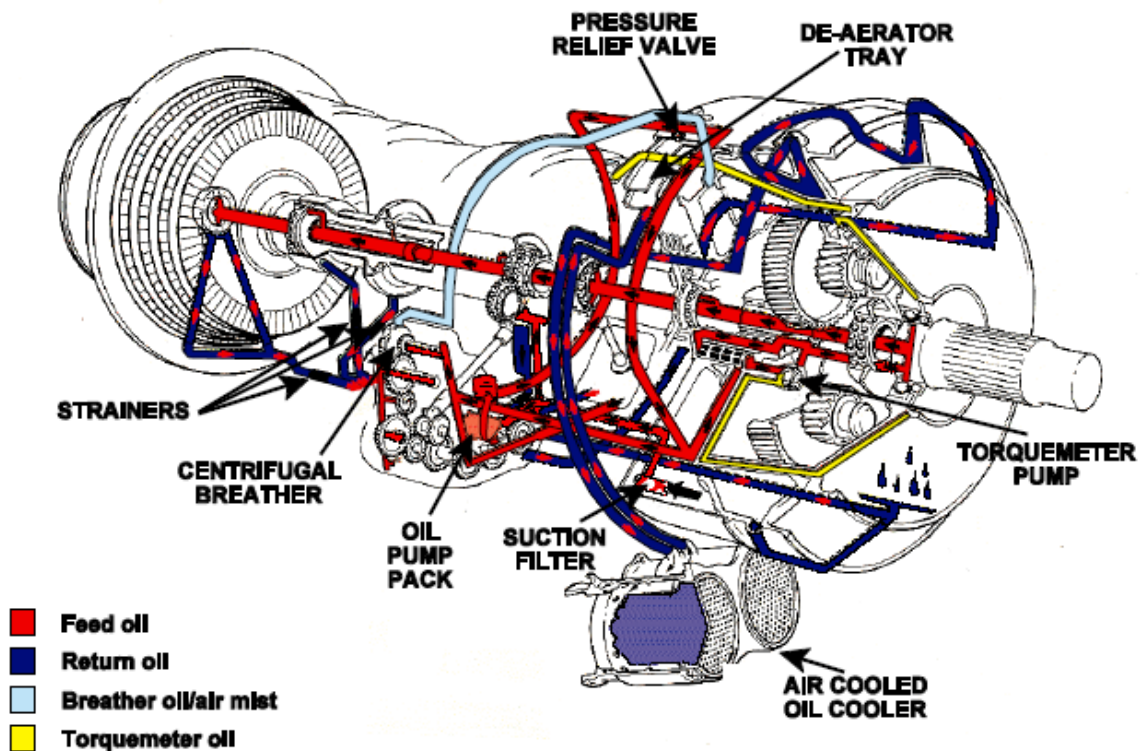




Una vez el aceite ha recorrido todas las partes internas, es recogido por unos conductos hasta el **pack de bombas**. Se llama pack de bombas porque es ahí donde están contenidas las bombas, tanto las de aceite como las recuperadoras. Normalmente suele haber una bomba de aceite y varias bombas recuperadoras. El aceite que sale impulsado de la bomba recuperadora pasa por un refrigerador de aceite, en este caso del tipo FCOC (*fuel cooled oil cooler*), donde su temperatura es rebajada antes de entrar al depósito de aceite.

El aire que se ha podido acumular en el proceso de lubricación es expulsado al exterior por medio de respiradores centrífugos (*centrifugal breathers*).

Normalmente se suelen utilizar sistemas de **CÁRTER SECO** (*dry sump*), esto es, el aceite se almacena en un depósito externo.



Sistema con válvula de alivio de un motor turbo-hélice.

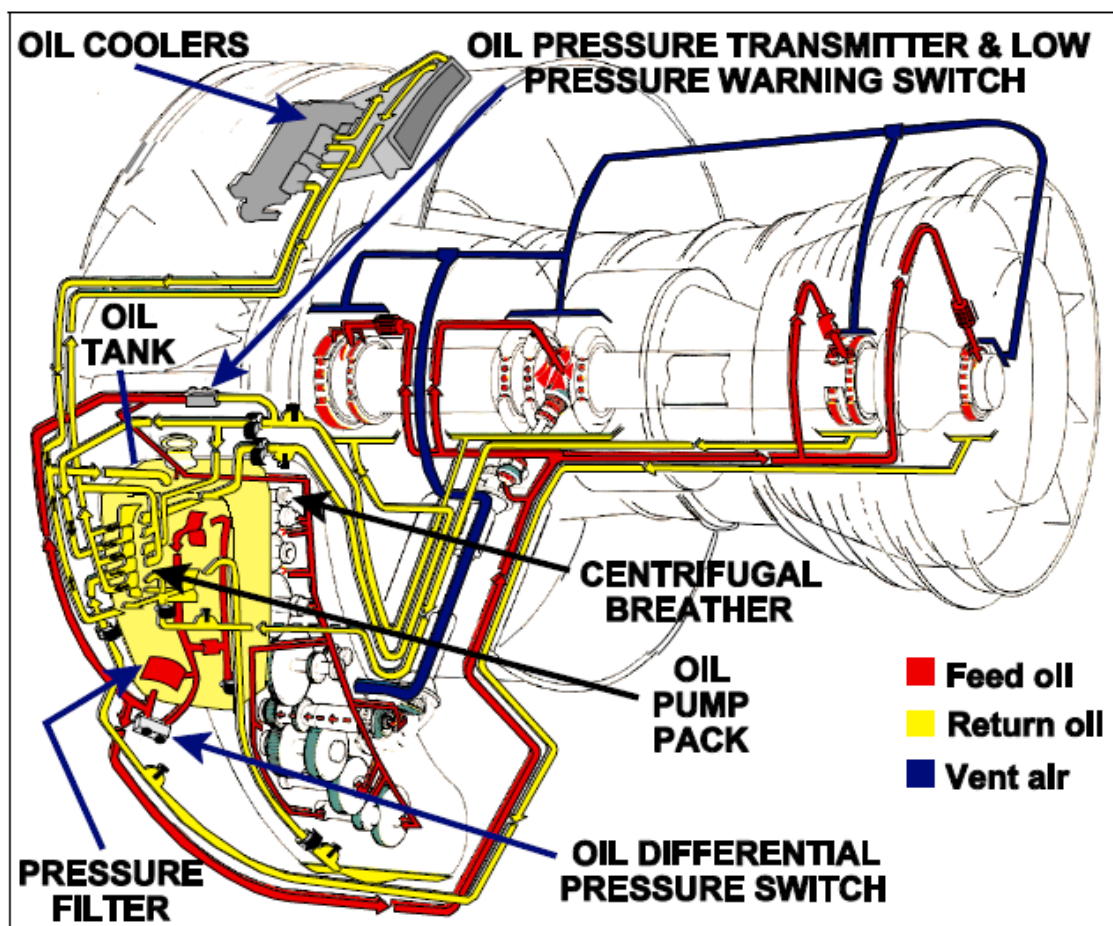
## SISTEMA DE FLUJO COMPLETO (FULL FLOW SYSTEM)

Este sistema no requiere una válvula de alivio de presión, pues es la propia bomba de aceite la que envía el aceite a las tuberías de distribución. Además, requiere de bombas de aceite y bombas recuperadoras más pequeñas, ya que el volumen de aceite que pasa por ellas es menor.

Las bombas de aceite cogen aceite del depósito. A la salida de las bombas hay un filtro de presión, que tiene un sensor de presión diferencial. La función de este sensor es detectar si se ha bloqueado el filtro. En caso afirmativo, se dispara un *warning* en cabina (OIL PRESS).

Lógicamente, el **sensor de presión** está a la **salida de la bomba**, igual que en los motores de pistón. A la **salida del refrigerador** de aceite hay el **sensor de temperatura**, que da indicaciones en cabina.

No se debe dejar aumentar el volumen de aire dentro del sistema, por lo que hay los respiradores centrífugos (*centrifugal breathers*), cuya función es expulsar el aire residual del sistema.



Sistema de lubricación de flujo completo.

### 18.3 DEPÓSITO DE ACEITE

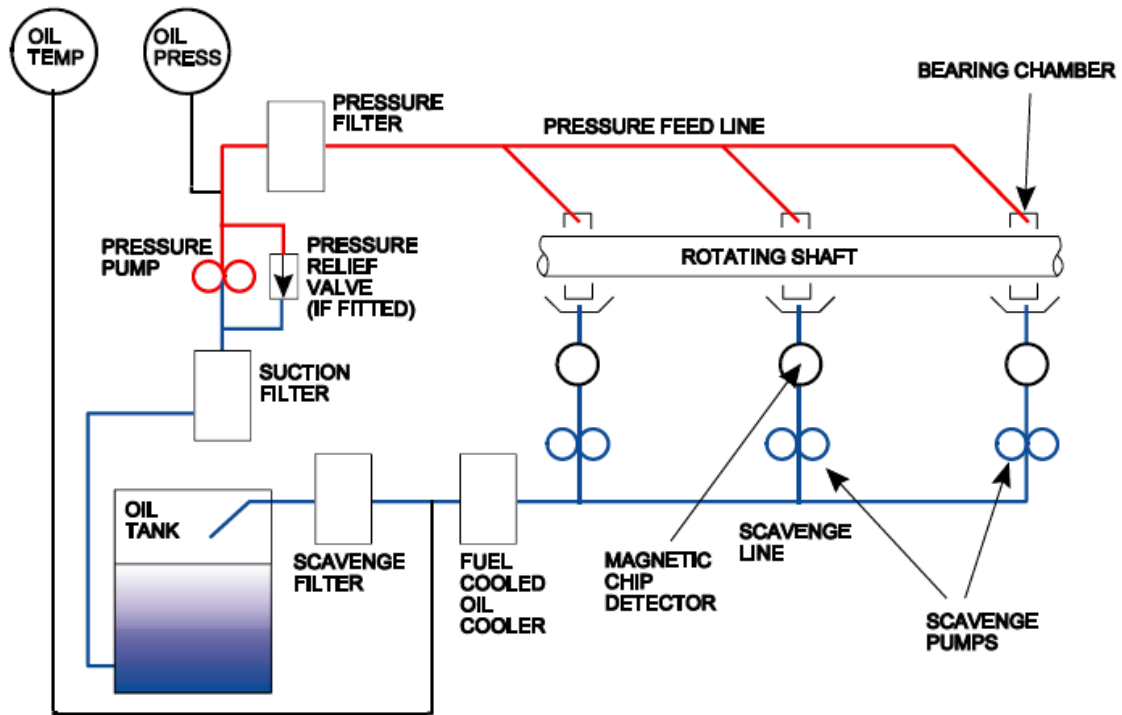
El depósito de aceite se puede instalar:

- Como una **unidad separada al lado del motor** (normalmente usado).

- Como parte de la entrada del motor.
- Como parte integral del *gearbox* externo.

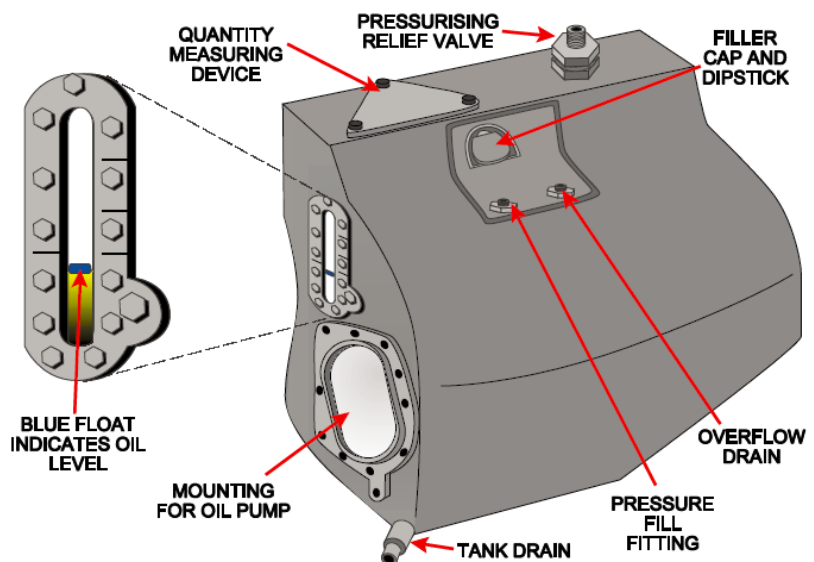
Para comprobar el nivel de aceite se puede utilizar un visor con una escala graduada, una vara (*dipstick*) o ambos.

Existe un dispositivo (*de-aerator tray*) que se encarga de eliminar las burbujas de aire que se forman cuando el aceite es retornado al depósito.



Esquema general del sistema de lubricación.

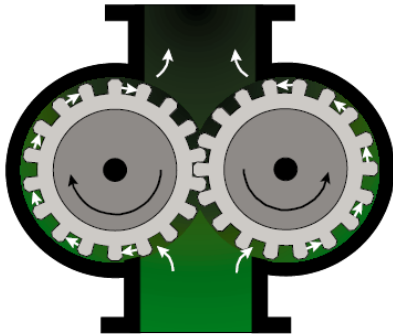
La siguiente imagen muestra un depósito típico de avión comercial. Como se puede observar, el depósito es del tipo **separado**, esto es, ubicado en uno de los laterales del motor.



## 18.4 BOMBAS DE ACEITE

Se suelen utilizar **bombas de engranajes** (*gear type pumps*). Las bombas se alojan en el pack de bombas, que contiene (habitualmente):

- 1 bomba de aceite
- 6 bombas recuperadoras (*scavenge pumps*)



Como el uso de las bombas es vital para el correcto funcionamiento del sistema, **no** están equipadas con un fusible (*shear neck*), pues si pararan las bombas las consecuencias serían más que catastróficas.

## 18.5 REFRIGERADORES

Los refrigeradores de aceite pueden ser de varios tipos:

- Refrigerados por aire (*air cooled*)
- Refrigerador por combustible (*fuel cooled*)
- Una combinación de ambos (*fuel air cooled*)

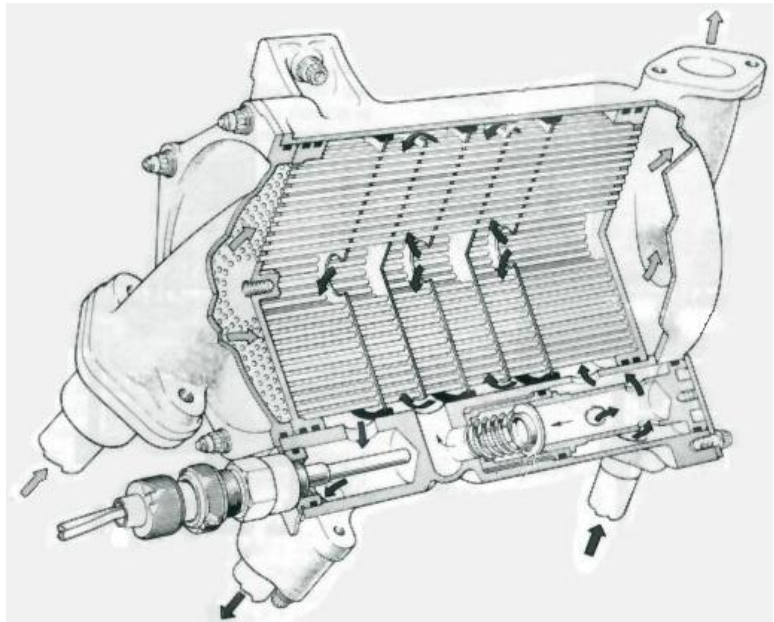
Si un motor utiliza ambos tipos de refrigeradores puede monitorizar la temperatura del aceite electrónicamente y el radiador por aire se puede conectar cuando se necesite. De este modo, se mantiene la temperatura del aceite en valores que mejoran la eficiencia térmica del motor.

El refrigerador de aceite es básicamente un **radiador** que intercambia calor desde un medio hasta otro. El radiador consiste de una serie de matrices (tubos) que forman unos **baffle plates**. Por dentro de estos tubos pasa el combustible, que hace enfriar el aceite caliente proveniente del motor.

En la actualidad, se suele utilizar el **sistema de refrigeración por combustible** (*fuel cooled oil cooler - FCOC*), ya que nos garantiza un **doble beneficio**: por un lado el combustible a los niveles de vuelo actuales está muy frío, por lo que debe ser calentado antes de distribuirse. Por otro lado el aceite, caliente después de haber sido usado, debe enfriarse antes de volver al depósito.

Como se puede comprobar, con el FCOC se consiguen ambos requerimientos.

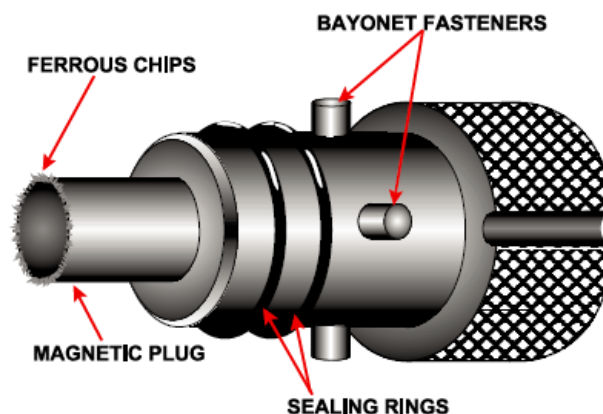
En el FCOC hay incorporada una válvula de by-pass (**oil by-pass valve**), ubicada entre la entrada y la salida de aceite. A partir de una presión predeterminada, la válvula se abrirá y permitirá el paso de aceite directamente desde la entrada a la salida, sin pasar por el radiador (igual que la válvula termostática de los motores de pistón).



En caso que se dañe la matriz del radiador, el **combustible no entrará nunca en el sistema de lubricación**, pues se dispone de una válvula de presión que hace que el aceite esté a mayor presión que el combustible. Así, por diferencia de presiones, en caso de fallo el aceite fluiría hacia el combustible, pero al revés no. Esto es así porque es mejor un combustible contaminado que un aceite contaminado.

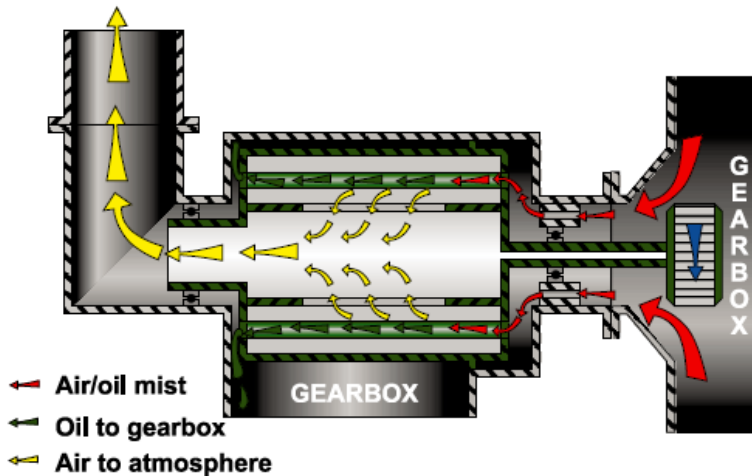
## 18.6 DETECTORES MAGNÉTICOS

Este tipo de dispositivos se sitúan en las **líneas de retorno** del aceite al depósito para recoger elementos férricos que no han podido ser absorbidos por los filtros. En caso de hacer una revisión del motor, estos detectores se pueden extraer fácilmente sin pérdida alguna de aceite.



## 18.7 RESPIRADORES CENTRÍFUGOS

Por tal de prevenir que haya una presión de aire excesiva dentro del *gearbox* y de los puntos de lubricación, el interior del motor está **ventilado al atmosfera**.



Las gotas de aceite, en contacto con el aire, forman como una especie de vaho. Este vaho, si va transcurriendo por todos los circuitos internos y componentes del motor, los puede llegar a degradar. Para prevenir esto se instala un **respirador centrífugo** (*centrifugal breather*), cuya función es eliminar el vaho presente.

Este respirador rota a alta velocidad, y por fuerza centrífuga, expulsa el vaho hacia el exterior. El aceite se separa del vaho y vuelve al *gearbox*, donde será conducido hacia las bombas recuperadoras.

## 18.8 REQUISITOS DEL ACEITE

Los aceites empleados en los motores de turbina deben tener, por un lado, **alta viscosidad** para soportar cargas de trabajo elevadas. Por otro lado, también deben tener la **suficiente baja viscosidad** como para fluir en condiciones de baja temperatura (después de la puesta en marcha en climas muy fríos)<sup>5</sup>.

Otros requisitos del aceite son:

- **Baja volatilidad.** Para evitar la evaporación a elevadas altitudes.
- **Alto punto de flash.** El *flash point* es la temperatura a la cual los vapores del aceite se inflamarían si estuvieran cerca de una llama. La misma definición se aplica al combustible.
- **Elevada fuerza molecular.** Las moléculas del aceite deben permanecer juntas bajo cualquier condición adversa (altas fuerzas centrífugas, cargas de compresión, etc.).
- **Amplio rango de temperaturas de operación.** La mayoría de aceites para turbinas soportan temperaturas de -450°C hasta 1150°C.

<sup>5</sup> Recordar que en los motores de pistón, cuando se opera en climas muy fríos, se puede utilizar el método conocido como **dilución de aceite**. Este método consiste en diluir un poco de combustible en el aceite para modificar su viscosidad. Así, en la primera puesta en marcha del día el motor debería arrancar a la primera.

- **Baja viscosidad.** Esto permite que el aceite fluya sin oposición en temperaturas frías.
- **Alto índice de viscosidad.** El índice de viscosidad es un valor adimensional que indica la capacidad de un fluido (en este caso el aceite) para mantener su viscosidad constante.



## 19. EMPUJE

El **empuje** es una fuerza, y como tal se puede expresar de la siguiente manera:

$$F = M \times a$$

Otro modo de expresarlo es:

$$E = \dot{m} (V_s - V_e)$$

Donde  $\dot{m}$  es el gasto másico (en Kg/s),  $V_s$  es la velocidad de salida del motor (m/s) y  $V_e$  es la velocidad en la entrada del motor.

Tal y como se puede apreciar, en reactores se habla de **empuje** y no de potencia, pues la potencia está referida a una fuerza que se transmite a un eje. En los motores de pistón sí es preciso hablar de potencia, ya que el desplazamiento vertical del émbolo transmite una fuerza que hace rotar al cigüeñal.

En el caso de turbo-hélices se habla de potencia equivalente en el eje (**EHSP**), que es el resultado de sumar la potencia que desarrolla el eje (**SHP**) y la potencia que generan los gases de escape (**HP<sub>jet thrust</sub>**).

$$\text{ESHP} = \text{SHP} + \text{HP}_{\text{jet thrust}}$$

### SPECIFIC FUEL CONSUMPTION (SFC)

Es la relación entre el gasto másico y la potencia que desarrolla un motor. Es decir, la cantidad de combustible necesaria para generar 1 CV de potencia. Se expresa de la siguiente manera:

$$\text{SFC} = \frac{M_f}{P}; \text{ Donde } M_f \text{ es el gasto másico de combustible (en kg/s) y } P \text{ la potencia (en W).}$$

En reactores hablamos de Thrust Specific Fuel Consumption (TSFC), que es el gasto másico de combustible entre el empuje producido por los motores. Se expresa:

$$\text{TSFC} = \frac{M_f}{T}; \text{ Donde } M_f \text{ es el gasto másico de combustible (en kg/s) y } T \text{ el empuje (en N).}$$

### EFICIENCIA PROPULSIVA Y TÉRMICA

La **eficiencia propulsiva** es la relación entre la potencia propulsiva y la tasa de producción de energía cinética. Se expresa:





$$\eta_{\text{propulsive}} = \frac{\text{propulsive power}}{\text{rate of production of propulsive kinetic energy}} = \frac{T u_0}{\left( \frac{\dot{m}_e u_e^2}{2} - \frac{\dot{m}_0 u_0^2}{2} \right)}$$

La **eficiencia térmica** es la relación entre la tasa de producción de energía cinética y la potencia del combustible. Se expresa:

$$\eta_{\text{thermal}} = \frac{\text{rate of production of kinetic energy}}{\text{fuel power}} = \frac{\left( \frac{\dot{m}_e u_e^2}{2} - \frac{\dot{m}_0 u_0^2}{2} \right)}{\dot{m}_f h}$$

Si se combinan ambas expresiones se obtiene la eficiencia total del motor de turbina, que es:

$$\eta_{\text{overall}} = \eta_{\text{thermal}} \eta_{\text{propulsive}}$$

## 19.1 VARIACIONES DEL EMPUJE

### VARIACIÓN DEL EMPUJE CON LAS RPM

La cantidad de empuje producido es directamente proporcional a las RPM. Por tanto, si se incrementan las RPM del compresor de baja ( $N_1$ ) el gasto másico aumenta.

Es de interés comentar que a RPM inferiores al 60%  $N_1$  el motor de turbina es como si trabajase en IDLE. A mayores RPM mayor es el empuje producido (es una función exponencial), y es a partir del 60%  $N_1$  que el empuje aumenta considerablemente.

Para motores de doble eje (*twin spool*), cuando están en IDLE las RPM de trabajo son las siguientes:

- $N_2$ : 50-60%
- $N_1$ : 25%

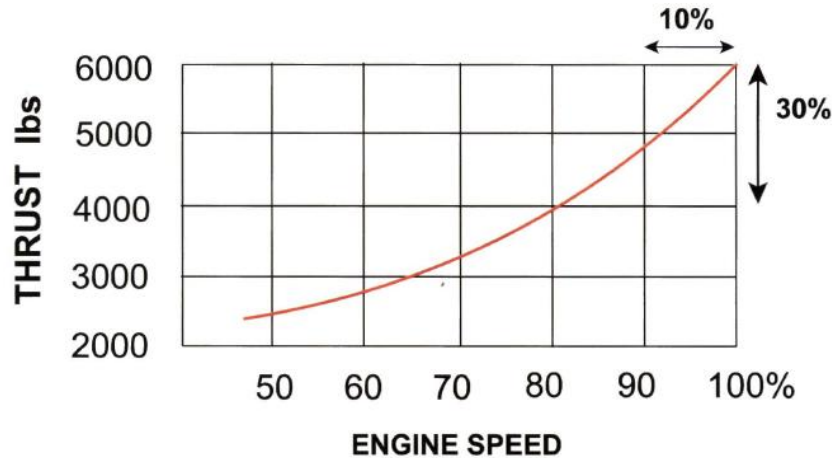
Los distintos ajustes de empuje son:

- **Take-off thrust (TO)**: empuje máximo que es capaz de soportar el motor durante un periodo de tiempo determinado (normalmente **5 minutos**).
- **Go around thrust (GA)**: empuje ligeramente inferior al de despegue. También está limitado a un periodo de 5 minutos.
- **Max. Continuous thrust (MAX CONT)**: es el máximo empuje sin limitación de tiempo.
- **Max. Climb thrust (CLB)**: es el empuje máximo continuo para el ascenso y es el ajuste de empuje para acelerar a velocidad de crucero. Este empuje proporciona el mejor ángulo de ascenso.



- **Max. Cruise thrust (CRZ):** es inferior al MAX CONT y permite alargar la vida operativa del motor.

Obsérvese el siguiente gráfico para una mejor comprensión.



### VARIACIÓN DEL EMPUJE CON LA ALTITUD

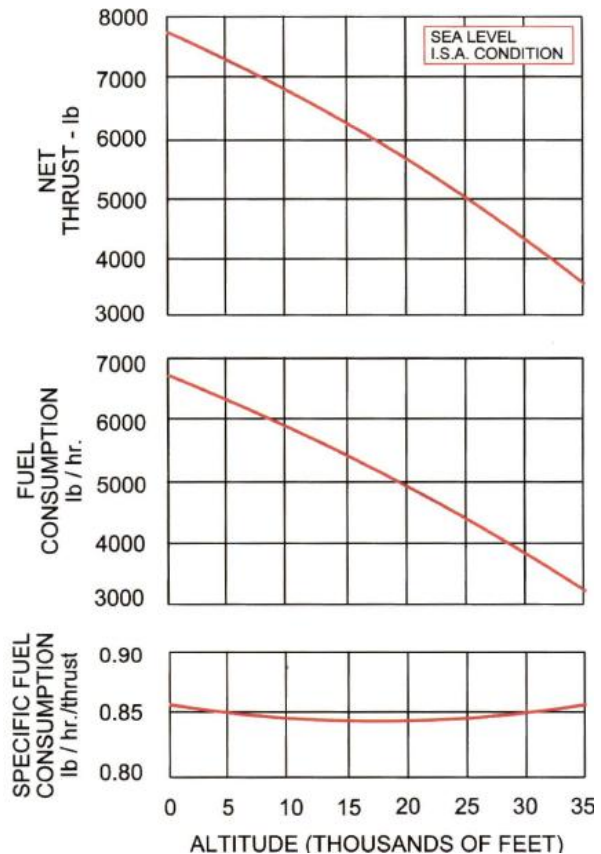
A medida que ascendemos, la presión y temperatura disminuyen. Al reducirse la presión, la densidad también disminuye, por lo que el gasto másico es menor. Consecuencia → el **empuje disminuye**.

Tal y como habíamos comentado, el FCU detecta esta disminución de gasto másico y ajusta el flujo de combustible, para mantener constantes las RPM del motor.

Otro efecto que sucede es que si la temperatura disminuye, la densidad aumenta, por lo que el gasto másico también. Consecuencia → el empuje aumenta.

Llegados a este punto, pensaremos: ¿quién tiene la razón? La respuesta es fácil. Como la presión ejerce una mayor influencia que la temperatura, la **densidad disminuirá con la altitud**, pero lo hará a una tasa menor que si sólo influyera la presión. **El empuje, por tanto, disminuye con la altitud.**

El TSFC se mantiene constante con la altitud, pues el empuje disminuye y el *fuel flow* también (para una misma posición de la palanca de gases).



$$TSFC = \frac{FF}{T}$$

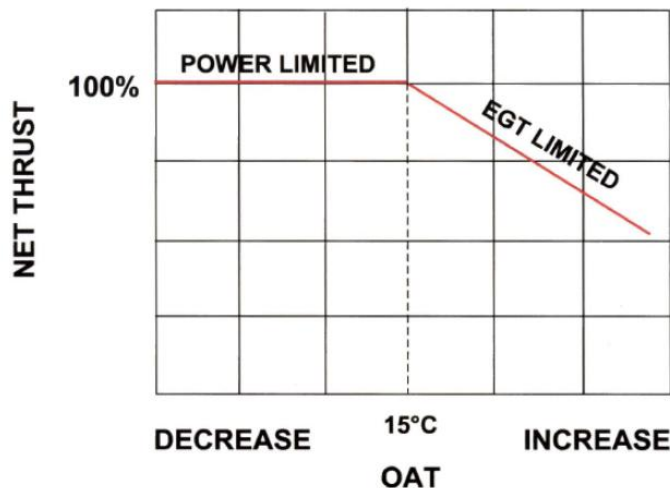
*Nota:* a partir de la tropopausa, al mantenerse la temperatura constante (-56,5°C) y la presión que sigue disminuyendo, el empuje se reducirá drásticamente. Este es uno de los motivos por los que los vuelos estratosféricos con motores de turbina subsónicos no son viables.

### VARIACIÓN DEL EMPUJE CON LA TEMPERATURA

Tal y como se ha comentado, si la temperatura disminuye, el empuje aumenta y viceversa. Al aumentarse el empuje, las RPM se **reducen ligeramente**, por lo que para mantener estas RPM constantes habrá que aumentar el flujo de combustible (al revés sucede con altas temperaturas).

En tiempo frío, la mayor densidad presente favorece que se alcance el empuje de despegue mucho antes de la temperatura límite de trabajo. Esto permite mantener el empuje de despegue (**TO thrust**) sin estar la palanca de gases totalmente adelantada. Llegará una temperatura (conocida como **temperatura de referencia, T<sub>REF</sub>**) a la que será necesario adelantar hasta el tope la palanca para obtener pleno empuje. Por encima de la T<sub>REF</sub> el empuje disminuirá, aunque la palanca esté totalmente adelantada.

Este tipo de motores son los conocidos **FLAT RATED** o motores de gases parciales. Gases parciales porque permiten obtener el empuje de despegue sin estar la palanca de gases totalmente adelantada.



En este ejemplo, la T<sub>REF</sub> es de 15°C. Por encima de esta temperatura, el empuje disminuye, por muy adelantada que esté la palanca de gases.

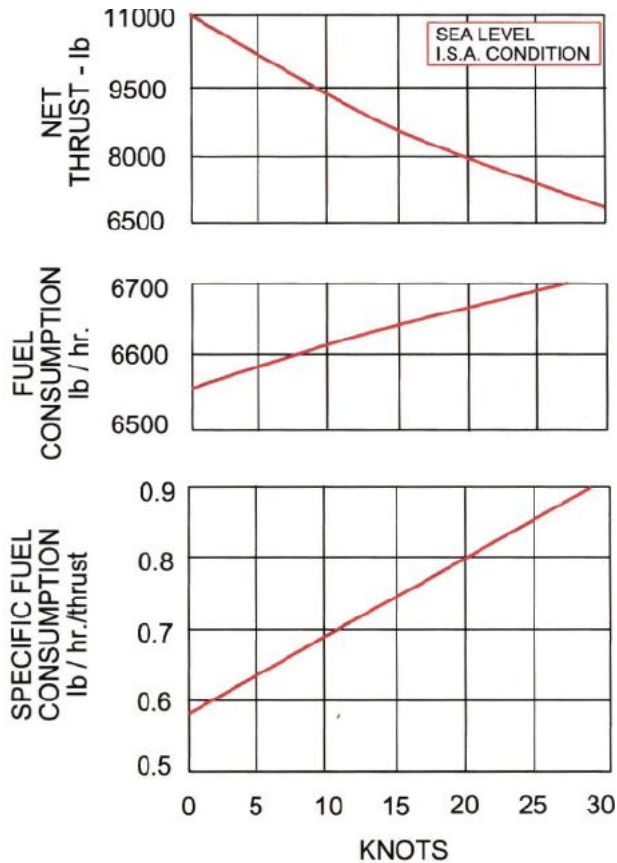
*Nota:* no confundir motores de gases parciales con despegue con empuje reducido (FLEX TO). Son dos conceptos totalmente distintos.

### VARIACIÓN DEL EMPUJE CON LA VELOCIDAD

Teóricamente, si la velocidad de avance de la aeronave aumenta el empuje disminuye. Esta conclusión se puede sacar observándose la fórmula del empuje:

$$E = \dot{m} (V_s - V_e)$$

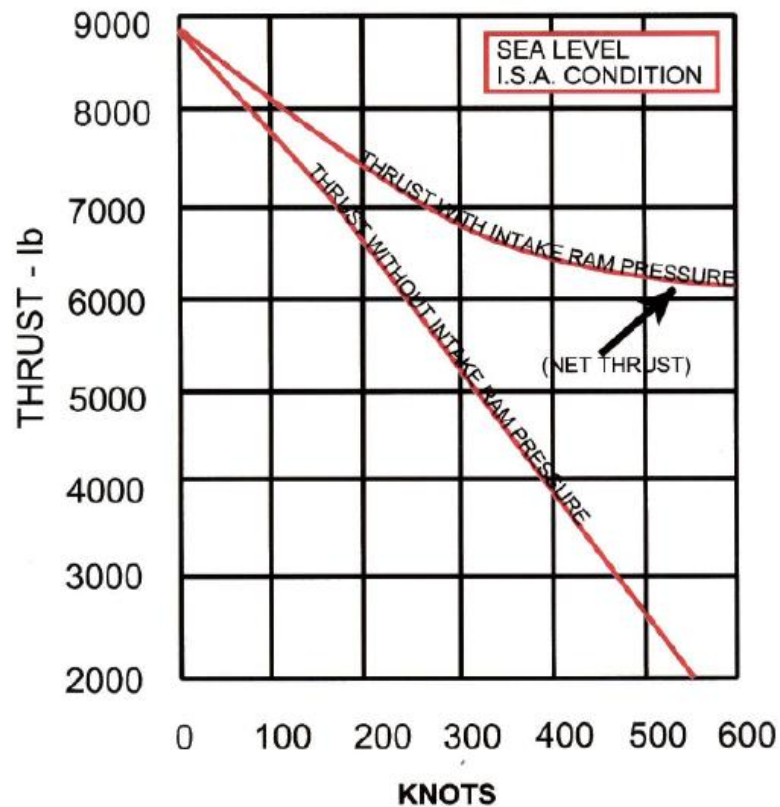
Si la  $V_s$  se asume constante, y el avión va a mayor TAS, la  $V_e$  aumentará, por lo que el **empuje se reduce**. Al aumentar la velocidad, las líneas de corriente convergen y se juntan en la toma de aire, es decir, que no son a tiempo de correr por arriba y por debajo. Esto genera un aumento de presión (**compresibilidad del aire**), que hace aumentar el gasto másico. Así pues, para mantener las RPM constantes el FCU deberá inyectar más combustible. Como consecuencia, el TSFC aumenta a mayor velocidad.



Este fenómeno suele suceder a partir de 0.57 Mach.

Realmente, el empuje no disminuye tanto, sino que **se recupera ligeramente**. Dicho efecto es conocido como **RAM recovery**, y se produce por el efecto ya mencionado de la compresibilidad del aire, al juntarse las líneas de corriente.

En las tomas de aire supersónicas se debe tener en especial consideración este efecto, diseñándose tomas especiales para acomodar bien las ondas de choque generadas.



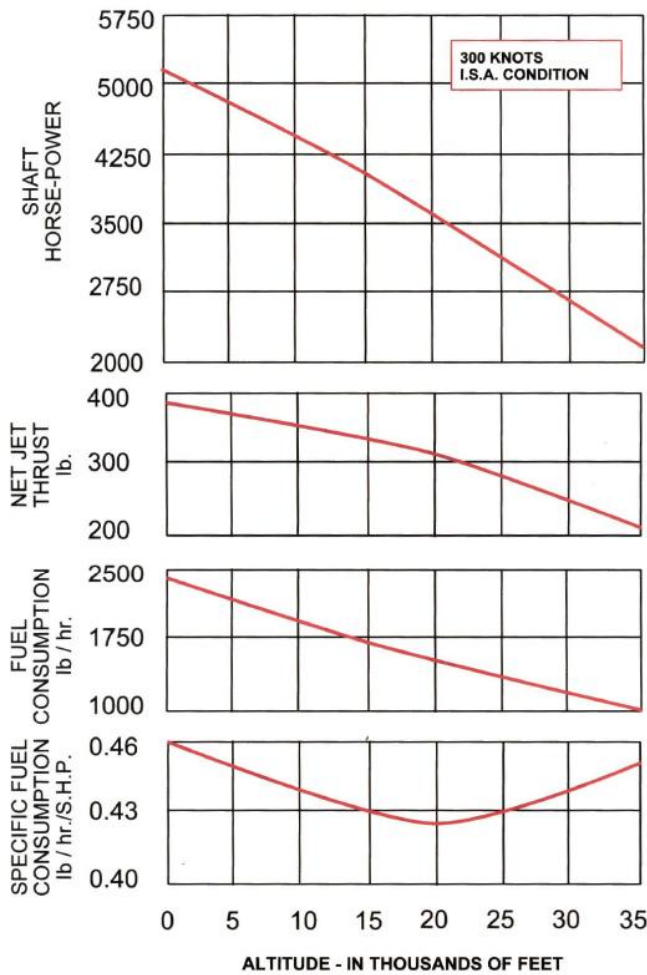
## 19.2 VARIACIONES DEL SHP

### VARIACIÓN DEL SHP CON LA ALTITUD

A medida que se asciende, los turbo-hélices sufren una disminución de la potencia, debido a la reducida densidad. Por tanto, el **ESHP disminuye**.

Al disminuir la densidad, el **consumo de combustible se reduce**, pero el **SFC se mantiene constante**, porque la potencia es menor.

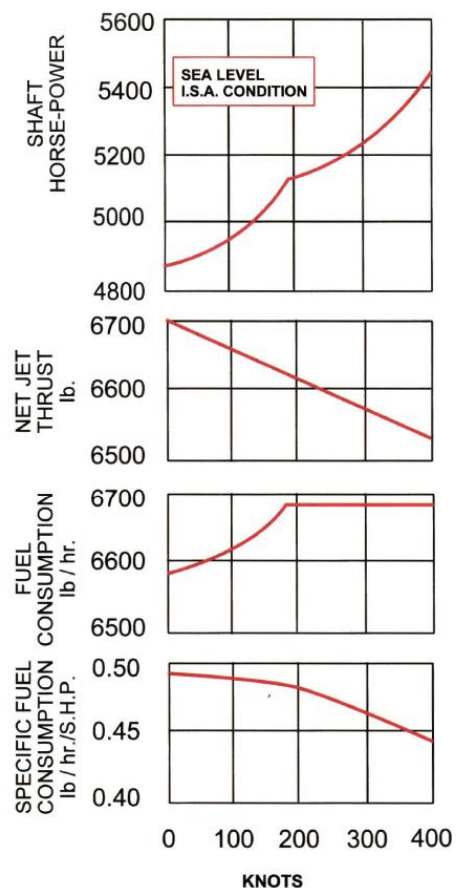
$$SFC = \frac{Mf}{P}$$



**VARIACIÓN DEL SHP CON LA VELOCIDAD**

A medida que incrementamos la velocidad, el **efecto dinámico (RAM effect)** hace que **aumente el SHP**. El empuje producido por los gases de la turbina **disminuye**.

El **consumo de combustible aumenta**, debido a ese gasto másico adicional, pero el **SFC paradójicamente disminuye**. Obsérvese el siguiente gráfico para una mejor comprensión.



## 20. BIBLIOGRAFÍA

---

- ✓ E. OÑATE. *Conocimientos del Avión*. Thomson Paraninfo, 6ª edición. 2007
- ✓ THEORETICAL TRAINING MANUALS. *Aircraft General Knowledge*. Oxford Aviation Academy, 4th edition. 2008



# ANEXOS





## Anexo 1. SUPERSONIC AIR INTAKES

### 1. INTRODUCTION

The stream feed of air along a turbine engine is accomplished by means of an air intake. This in term communicate external air with the first stage of the engine: the compressor.

The intake must collect a large amount of air as far as practicable and divert it to the compressor, where the velocity of the air is reduced and therefore the pressure raised. The capture and conduction of air must be granted without relative loss of energy. That means it must retain as much total pressure (Pt) as possible.

The geometry of the intake is governed by the main aerodynamic processes that occur outside the engine, which are aerodynamic interference and drag. During the following sections the main principles governing supersonic air intakes construction and design will be discussed.

### 2. PHILOSOPHY AND WORKING

The human being has always pursued the idea of flying faster and higher. In 1947 the barrier of sound speed was broken by the Bell X-1 (*figure 1*). Since then, a lot of improvements have been made in order to achieve a smooth transition from supersonic airflow to subsonic airflow inside the turbine engine.



Figure 1. The Bell X-1 became the first aircraft to reach the speed of sound.

The main aspect of supersonic air intakes is that they not must collect only an acceptable quantity of air, but it has to be done under unfavourable conditions, such as high speed, altitude and attitude with the minimum loss of total pressure.

High-speed flight has the particularity of providing a greater thrust than the one which can be produced by the same engine. Thus, any inefficiency in the design of the air intake will result in a great loss of thrust. (i.e. At Mach 3.0 the pressure relation through an air intake can be as high as 40:1, that is, the airflow entering the intake is producing more thrust than the engine itself)

The supersonic air intake must operate into three different speed stages:

- ✓ Subsonic stage
- ✓ Transonic stage
- ✓ Supersonic stage

Although each of the stages mentioned above must have a construction which differs slightly, a satisfactory performance can be met by designing the entire intake supersonic with some modifications.

The problems of supersonic air intakes begin when the aircraft is approaching the speed of sound<sup>6</sup>. At and beyond 1.0 Mach a well-known phenomenon appears: **shock waves** (figure 2). Shock waves are produced when a mass of airflow travelling at supersonic speed encounters a mass of air which is in subsonic state. This in turn produces a loss of pressure and flow of air along the intake which can turn into vibrations called **intake buzzing**<sup>7</sup>.

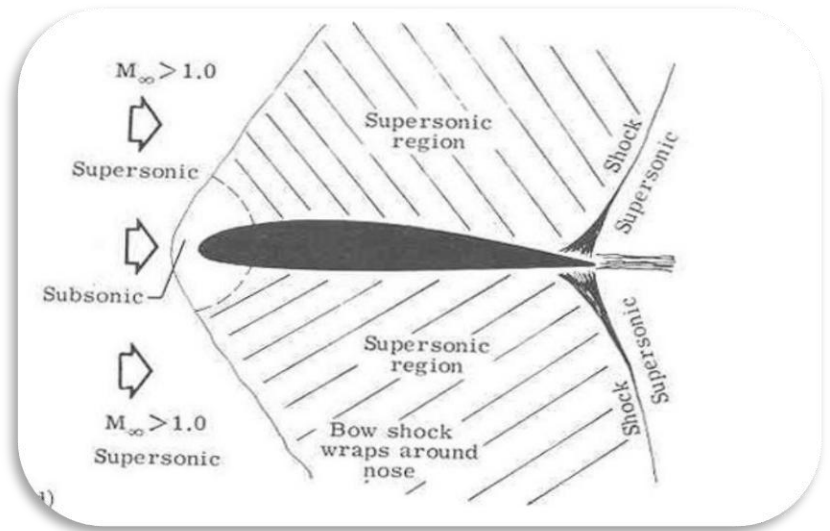


Figure 2. Shock waves formed on the trailing edge of an aerofoil.

Therefore, the intake of the engine must provide the compressor with subsonic flow and this process must be accomplished with the minimum loss of energy. It is of great importance that shock waves produced in the intake are reduced as far as practicable or even neutralized.

### 3. DESIGN AND CONSTRUCTION

The design and construction of supersonic air intakes is of critical importance since it affects directly the aircraft structure and the engines.

At transonic regime ( $\approx 0.85$  Mach) the intake is designed to retain shock waves outside the engine cowling. In front of the intake there is typically a protuberance installed, whose function is to create a **normal shock wave** which in turn increases the pressure of the

<sup>6</sup> The speed of sound is typically 340 m/s (661 kt) at Mean Sea Level (MSL). It decreases with increasing altitude. Certainly, it depends only of the temperature with the following relation:  $LSS = 39 \sqrt{273 + OAT}$ ; where OAT is measured in Celsius degrees ( $^{\circ}C$ ).

<sup>7</sup> Intake buzzing is an instability of the airflow caused by the shock wave when it is alternatively sucked and expelled at the intake of the engine.

airflow, thus decreasing its velocity to subsonic regime (assuming the airflow located at the front of the engine cowl is travelling at 1.0 Mach or higher).

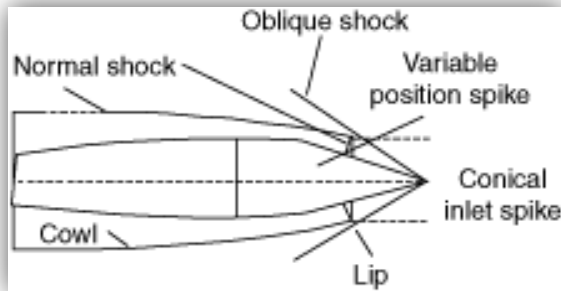


Figure 3. At speeds greater than 1.0 Mach oblique shock waves form in front of the air intake. A normal shock wave is also placed inside the intake.

The previous paragraph has stated that although the local speed at the front of the intake is travelling at supersonic speed, the intake is working under subsonic speed. This is of great importance because if not, the engine will start to vibrate and this is not a desired working condition.

However, at speeds slightly above 1.0 Mach an **oblique shock wave** is formed just in front of the intake (figure 3). By nature, the speed behind oblique shock wave is almost supersonic and as it has been demonstrated the speed in the intake must remain subsonic. This is achieved by forming artificially a normal shock wave just before the beginning of the air intake. Now, the flow of air is controlled at a speed of 1.0 Mach at the first stages.

The pressure of the airflow will be raised (and speed reduced) due to:

- ✓ An oblique shock wave
- ✓ A normal shock wave
- ✓ A subsonic divergent section

As speed is increased even more it can be seen that the oblique shock wave contacts the outer lips of the intake, thus increasing the pressure and flow of air supplied to the intake. This is because the air becomes trapped into the intake and the loss of energy is minimal. This condition is called **recovering point of the intake**. (Figure 4)

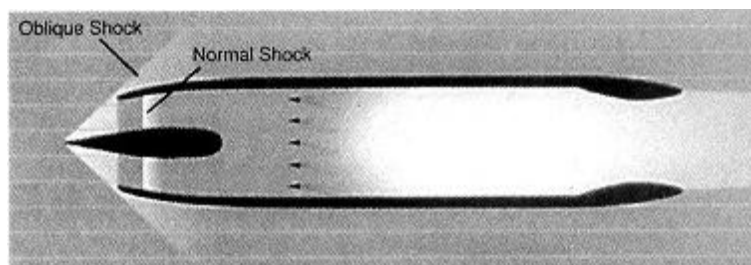


Figure 4. The oblique shock wave touches the outer lips of the air intake.

The reverse condition **-unrecovering point of the intake-** is produced when the normal shock wave is placed just in front of the intake, not inside it. This results in a loss of airflow and pressure at the intake. (Figure 5)

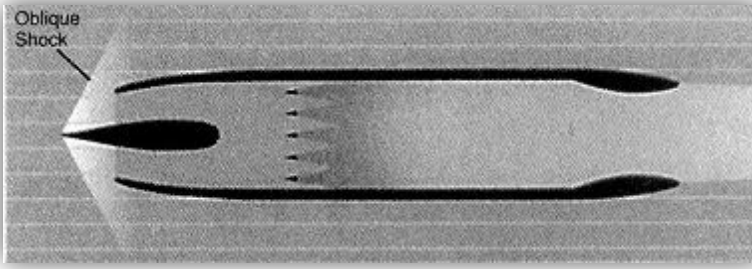


Figure 5. The oblique shock wave is placed outside the outer lips of the intake. This condition results in an unrecovery point of the intake, and so the pressure and mass of airflow decrease.

Moreover, at speeds greater than 1.4 Mach the air intake produces one or more oblique shock waves and a normal shock wave. The presence of more than one oblique shock wave reduces the supersonic speed and the normal shock wave decreases even more the speed until subsonic regime is attained. Then the speed is further reduced by means of the subsonic divergent section, which increases even more the pressure diverted to the compressor.

It can be seen from figure 6 that the more the oblique shock waves formed for a particular Mach number, the greater the **pressure recovery**<sup>8</sup> at the intake (less decrease of pressure and airflow).

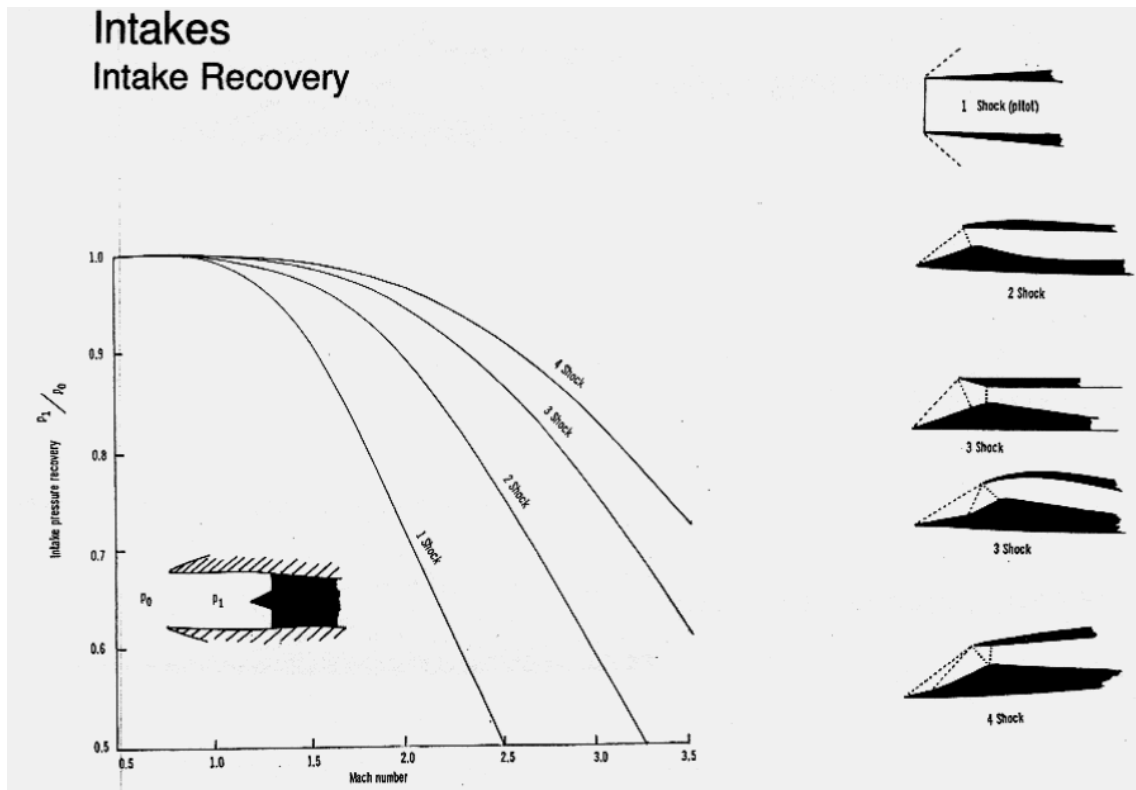


Figure 6. For a given Mach number, the presence of more than one shock wave causes an increase in the recovery coefficient ( $\pi$ ) at the intake.

<sup>8</sup> The pressure recovery is measured with a coefficient ( $\pi$ ). This coefficient shows the relation between the pressure at the outlet of the intake ( $P_0$ ) and the pressure of the relative airflow outside the intake ( $P_1$ ).



### 3.1 Supersonic air intake regimes

There are three possible working regimes for a supersonic air intake. These are:

- Subcritical regime
- Critical regime
- Supercritical regime

The regimes mentioned above are directly related to the *position of the normal shock wave*.

When working in the **subcritical regime** the normal shock wave is placed in front of the engine, outside the air intake. Under these circumstances the total pressure reduces and consequently the mass flow delivered to the compressor is less –and so the thrust decreases–.

Under **critical regime** the normal shock wave is located inside the intake, in its first stages. This is considered the best working regime since the pressure drop is minimal and the mass flow is the optimum. Thus, the thrust produced is higher than in subcritical regime.

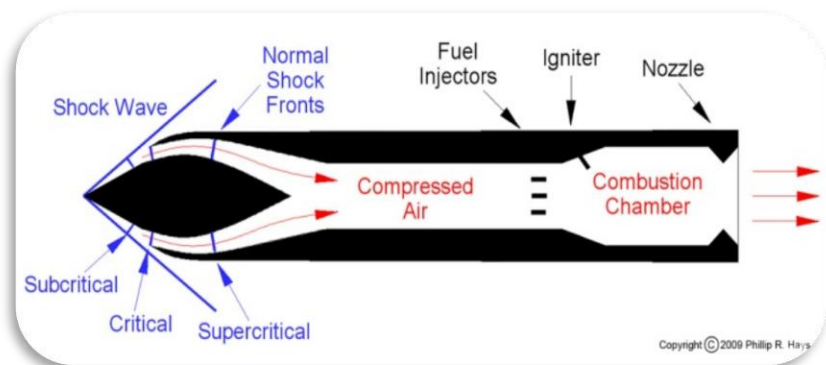


Figure 7. Three different regimes of a supersonic air intake: subcritical, critical and supercritical.

During **supercritical regime** the normal shock wave is placed well behind the intake, close to the first stages of the compressor. This regime has the singularity of delivering the same amount of mass flow as the critical regime but the pressure of air decreases. The closer the shock wave is to the compressor, the greater the decrease in pressure. This is because the shock wave is near the convergent duct section of the intake and there it increases even more the speed, and so producing a stronger shock wave.

It can be said that a supersonic air intake is **adapted** when under certain Mach number ( $M_0$ ) and engine power condition is working under critical regime. This is of course a desired condition because if the intake is not adapted, the decrease in pressure is so that it can produce a compressor stall and/or engine flameout. (Figure 7)

#### 4. CLASSIFICATION OF SUPERSONIC AIR INTAKES

The working characteristics of supersonic air intakes allow the classification of them into four groups:

- ✓ External compression air intakes
- ✓ External/internal compression air intakes
- ✓ Internal compression air intakes
- ✓ Variable throat area intakes

**External compression air intakes** are composed mainly of a central core whose function is to produce a gradual compression of the airflow through the intake (*figure 8*). It can exist a wedge instead of a central core. The core itself produces oblique shock waves, which in terms decrease supersonic speeds. The more the oblique shock waves are present the more gradual the transition to subsonic speeds is. The chain of oblique shock waves ends with a normal shock wave as it has been stated previously. Thus, the energy loss is taken to a minimum –more thrust can be delivered by the engine–.

The *Concorde* used this type of supersonic air intake.

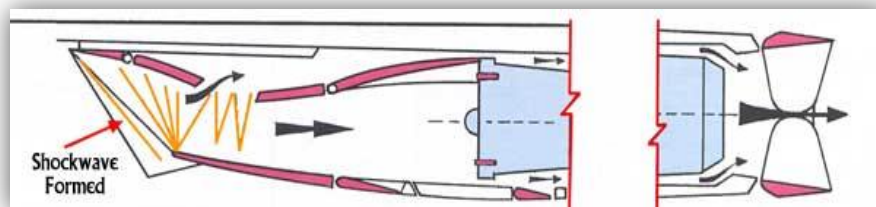


Figure 8. The external compression air intake of the Concorde was achieved by means of movable devices inside the intake.

However, external compression air intakes have a negative effect at high speed. As the airflow must deviate above and below the central core the intake must be designed so as to allow the full passage of air into the duct. This is accomplished by means of a wedge, but this construction usually results in an increase in aerodynamic drag.

**External/internal compression air intakes** are used for aircraft operating at 2.0 Mach or higher. This type of air intakes are the best solution for high-speed flight since external compression intakes are not useful for speeds above this value.

Part of the supersonic compression is performed in a core extending outside the intake, and the rest of the compression is achieved inside. The intake presents one or more oblique shock waves along the duct, ending with a normal shock wave, which produces excellent results and high efficiency. The main advantage of external/internal compression air intakes is that they not need to possess a large wedge to capture the airflow because

part of the compression is performed inside the intake. This means less drag is produced during the process.

Typically there is a value which describes the percentage of external and internal compression performed at an intake. The first value indicates the percentage of external compression and the second value indicates the percentage of internal compression.

i.e. 55-45 air intake (55% external compression and 45% internal compression)

**Internal compression air intakes** are the limit case and even the most perfect. Theoretically, all the compression can be achieved inside the intake. The main characteristics of this type of intakes are that they have narrow sections and produce high drag coefficients. Furthermore, they present a difficult way of functioning. Internal compression air intakes tend to expulse shock waves outside the intake and so produce a significant increase and drag. Of course, this derives into serious engine problems.

**Variable throat area intakes** are not a separate group. They can be either external, external/internal or internal compression air intakes. They have movable devices to accommodate shock waves before entering the intake. The geometry of the intake can be varied by one of the following methods:

1. Moving the central core forward in order to place the normal shock wave in the optimum position.
2. Moving a lateral wall or ramp to a higher angle in order to create a stronger oblique shock wave front. (*Figure 9*)
3. Varying the leading edge area of the intake.

Of course, the methods mentioned above have advantages and disadvantages referring to

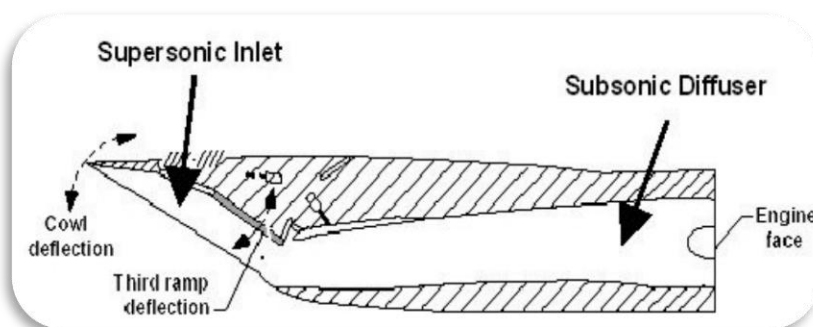


Figure 9. The F-15 Eagle has movable ramps and cowls in order to permit a smooth transition from supersonic airflow to subsonic airflow.

construction costs, ease and control of speed, positive attitude under all working conditions of flight and integration inside the aerodynamics of the airplane and structural design.

## 5. CONCLUSIONS

Supersonic air intakes must allow the reduction in the airflow velocity until subsonic speeds before delivering it to the compressor.

In order to obtain high efficiency under all working regimes of the engine, NASA and other agencies are developing different types of supersonic engine constructions. Variable throat compression engine intakes will play a major role in the design and integration of the next generation vehicles, which are hypersonic aircraft.

In brief, a supersonic air intake must:

- ✓ Provide the highest level of efficiency and deliver the biggest ram air pressure.
- ✓ Supply the required mass of airflow to the compressor. In some supersonic engine constructions it could be necessary to discharge the excessive amount of airflow by means of a spill door.

## 6. BIBLIOGRAPHY

- ✓ A. E. OÑATE. *Conocimientos del Avión*. Thomson Paraninfo, 6ª edición. 2007
- ✓ THEORETICAL TRAINING MANUALS. *Aircraft General Knowledge*. Oxford Aviation Academy, 4<sup>th</sup> edition. 2008
- ✓ <http://www.authorstream.com/Presentation/chanrix-286541-air-intake-presentation-science-technology-ppt-powerpoint/>
- ✓ <http://www.concordesst.com/powerplant.html>





## Anexo 2. FUEL SPRAY NOZZLES

### 1. INTRODUCTION

Fuel injection in jet-powered aircraft is a matter of atomizing and distributing the liquid around all the combustion chamber.

The spray of fuel into the chamber distributes the fuel particles around the entire recipient and by this way it achieves the maximum surface per volume unit. Thus, the combustion is easier to be produced.

The injection is accomplished by means of injectors, which will be discussed in the following paragraphs.

There are three types of fuel spray nozzles currently in use in the aeronautical industry: airspray, duplex and vaporising tube systems.

### 2. THE AIRSPRAY SYSTEM

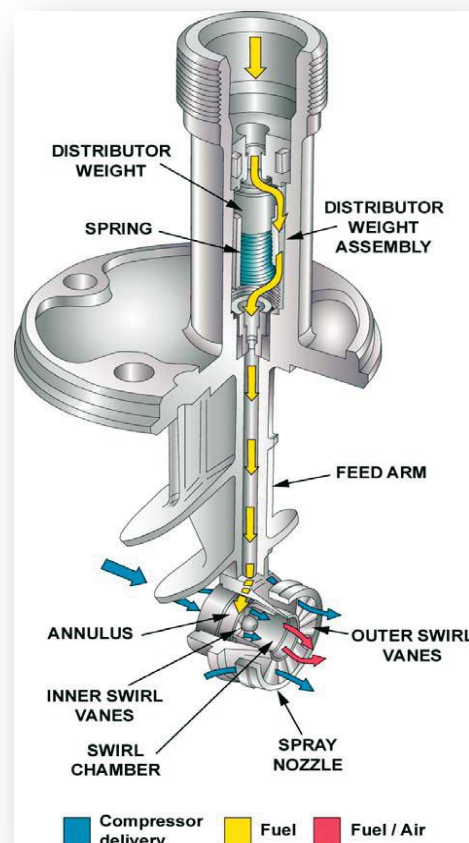
**Airspray fuel nozzles** –also called atomising fuel nozzles– use air under high pressure supplied from the compressor to break the liquid into microscopic particles.

Fuel pulverisation occurs due to the combination of two effects:

- ✓ The injection of air under high pressure
- ✓ The presence of high-pressure air in the injector

It can be seen from *figure 1* that the air enters the injector well-above, and then continues downwards the duct by-passing the distributor weight and spring.

When the fuel enters the annular chamber it is atomised due to the supply of high-pressure air from the compressor. Swirl vanes in the passage cause the air to take on a substantial



tangential velocity so that it is discharged in a conical form into the combustion chamber.

Figure 1. The airspray system fuel nozzle. *Courtesy of Jeppesen*

### 3. THE DUPLEX SYSTEM

The duplex fuel injector uses two different types of circuits: **primary** and **secondary**.

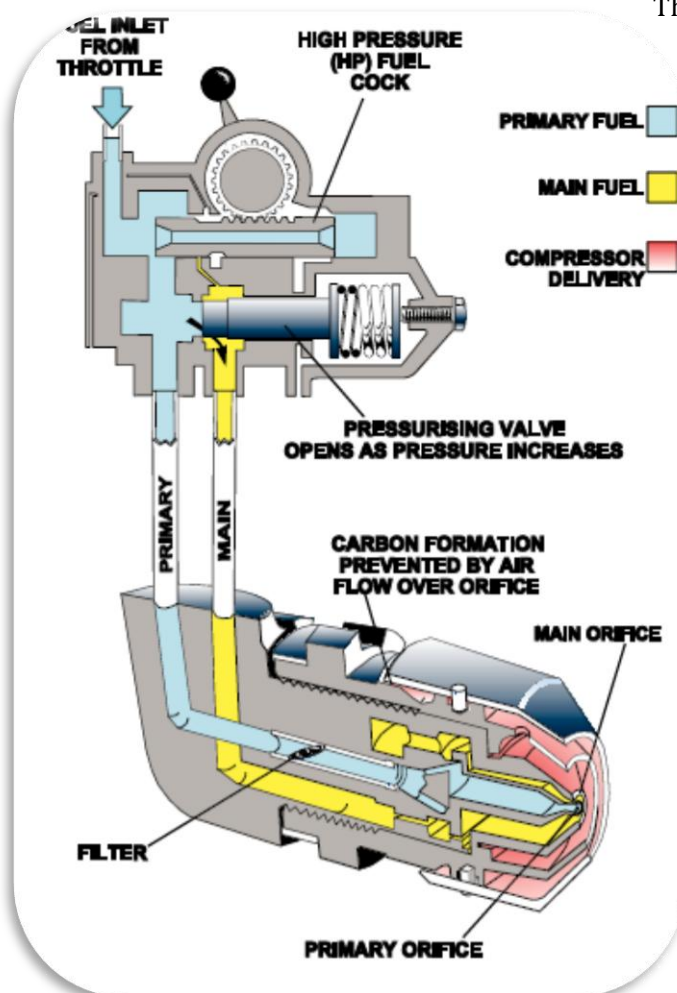


Figure 2. The duplex spray nozzle. *Courtesy of Jeppesen*

The former is used at low power settings, when the engine fuel demand is minor. Under these circumstances, the low fuel pressure closes a pressurising valve which has the main function of delivering fuel to the secondary or main feed line. Thus, fuel is only supplied through the primary line. (See figure 2)

The primary line has the singularity of being narrower than the secondary. This means that under low power settings fuel will continue to be delivered atomised.

The **secondary circuit** is used when fuel pressure is high enough. This includes after the engine start and definitely all the engine regimes which are beyond idle. Fuel pressure forces the pressurisation valve to open and then the fuel is feed to the combustion chamber using both primary and secondary fuel lines.

## 4. THE VAPORISING TUBE SYSTEM

The **vaporising tube** takes advantage of the heat released in the combustion process to vaporise the fuel before entering the combustion chamber.

The fuel is supplied to the vaporising tube through feed lines.

It can be seen from *figure 3* that the fuel draws a 180° pattern along the feed lines and ends at the vaporising tube.

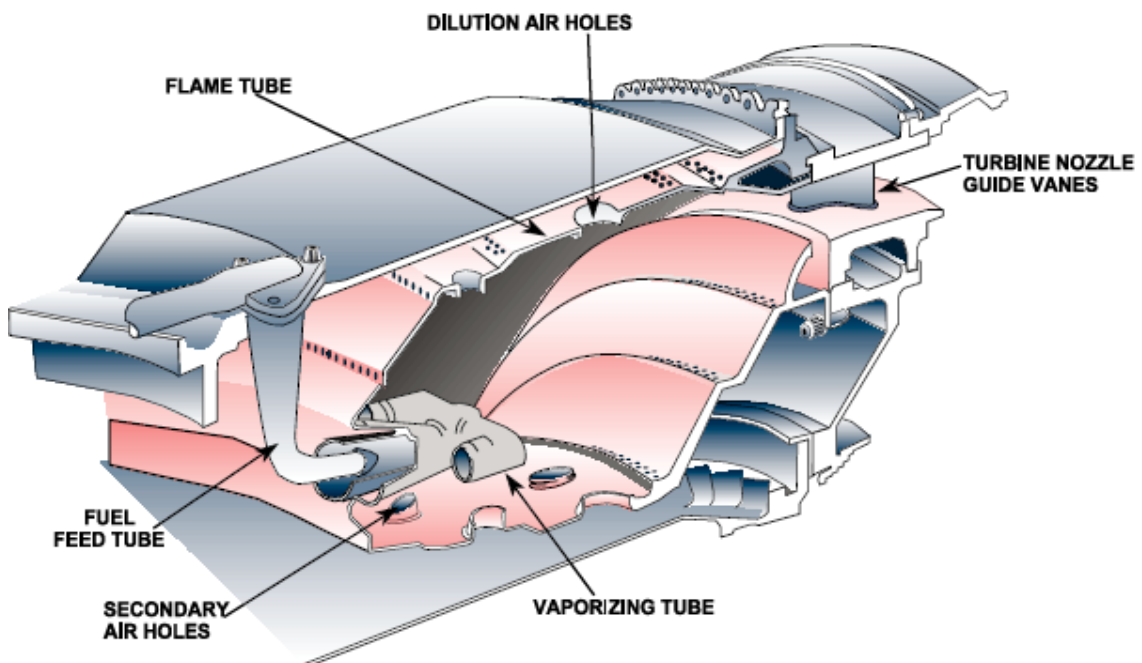


Figure 3. The vaporising tube system. *Courtesy of Jeppesen*

## 5. BIBLIOGRAPHY

- ✓ A. E. OÑATE. *Conocimientos del Avión*. Thomson Paraninfo, 6ª edición. 2007
- ✓ THEORETICAL TRAINING MANUALS. *Aircraft General Knowledge*. Oxford Aviation Academy, 4th edition. 2008

## Anexo 3. ACTIVE CLEARANCE CONTROL

### 1. INTRODUCTION

As far as engineers are concerned, compressor stall is caused due to differences between axial and tangential velocities. The more the variation between them, the more the possibilities of occurrence of a compressor stall.

However, if the axial velocity can be controlled through all the stages of the compressor and the turbine<sup>9</sup>, the possibility of such a stall can be greatly reduced.

### 2. ACTIVE CLEARANCE CONTROL SYSTEM

As it has been stated in the introduction, compressor stall and surge can be prevented by controlling axial and tangential velocities. This can be accomplished in two ways:

- **Varying the size of the air annulus** at the high pressure stage of the compressor. *(See chapter 2.1 What is the air annulus?)*
- **Cooling the compressor casing**

If the compressor casing is cooled, **blade tip clearance** between blade tips and outer casing can be positively controlled. Special consideration is made when talking about clearance between compressor components. As the temperature is raised (to approximately 600°C) materials expand and separations between components are reduced.

Thus, if separation is to be kept constant the main action is to inject cold air to the compressor casing by means of tubing running. This will make the casing to **shrink**, and so to maintain a constant

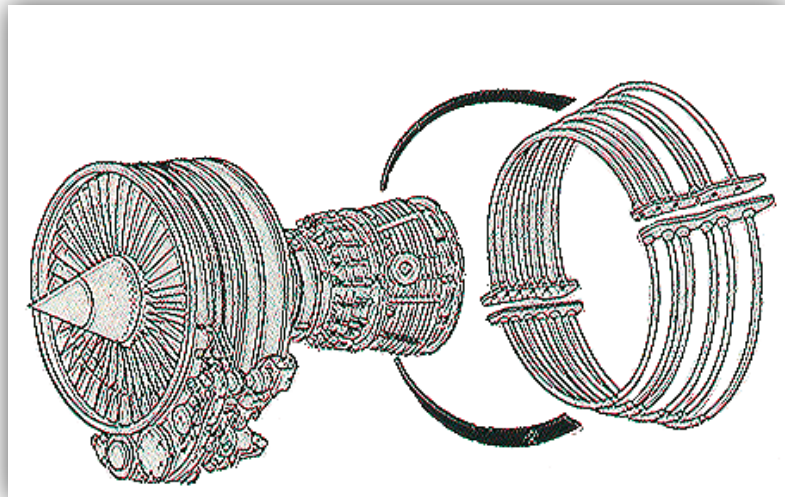


Figure 1. Air cooling manifolds located around the turbine outer casing.

<sup>9</sup> The same principles applied to c to the turbine.

separation with blade tips.

### 2.1 What is the air annulus?

The **air annulus** is the space between the rotor drum and the compressor outer casing.

This construction ensures a constant axial velocity through all the compressor stages. As the air is compressed and its volume is far reduced, to maintain axial velocity the air annulus –or section– must be decreased.

As it can be seen from *figure 2*, this gradual convergence is achieved by either tapering the compressor outer casing or the rotor drum, or in some cases a combination of both.

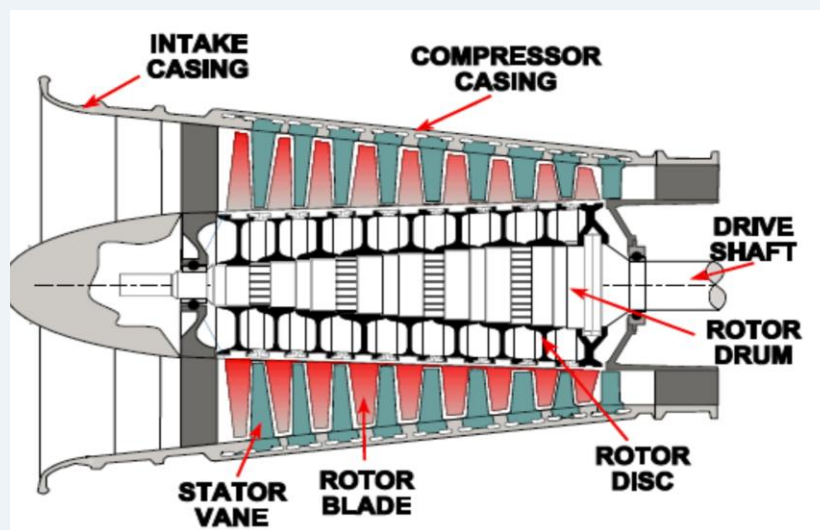


Figure 2. The air annulus shows a gradual convergence. This in terms maintains a constant axial velocity through the entire compressor.

*Figure 1* shows air cooling manifolds used in the cooling process of the turbine outer casing (the same applies to the compressor casing).

### 3. CONCLUSIONS

The treatment of engine materials is of great importance in order to achieve the desired effects on engine performance.

By using air to cool down both the compressor and turbine outer casings blade tip clearance can be maintained at a constant value, thus minimising the occurrence of compressor stall or surge.

Another method that has been successfully proved is to reduce the air annulus, as it has been stated in the previous paragraphs.

### 4. BIBLIOGRAPHY

- ✓ THEORETICAL TRAINING MANUALS. *Aircraft General Knowledge*. Oxford Aviation Academy, 4<sup>th</sup> edition. 2008
- ✓ A. E. OÑATE. *Conocimientos del Avión*. Thomson Paraninfo, 6<sup>a</sup> edición. 2007
- ✓ NOTES ON POWERPLANT. *Chapter 4 Turbine*. CESDA. 2011

