

TURBINAS DE AVIACIÓN

Por: Gabriel Jaime Arbeláez O.



Resumen

El tema básico, de este artículo es el funcionamiento de las turbinas utilizadas en aviones de propulsión a chorro o por medio de propelas movidas igualmente por turbinas. Incluye bibliografía.

CICLO REAL PARA UNA TURBINA DE GAS

Existe una muy pequeña brecha entre un suceso real y la modelación teórica del problema. La eficiencia térmica de un ciclo teórico, o de Brayton es una función única de la relación de presiones, ahora se estudiara el ciclo real de las turbinas de gas en donde influyen otros factores importantes y que son variables importantes para el desarrollo de las nuevas tecnologías para turbinas, especialmente cuando se utilizan en aviación.

Hay cinco factores principales que describen el ciclo para una turbina de gas simple:

1. Relación de presiones $P2/P1$.
2. La temperatura de entrada a la turbina.
3. Eficiencia del compresor.
4. La temperatura de entrada al compresor.
5. La eficiencia de la

Otros aspectos importantes son la presión, el calor, perdidas mecánicas, combustión. Estos reducen la eficiencia térmica de la maquina.

Además: las eficiencias dependen del desempeño de la maquina.

- PARA UN COMPRESOR

$$W_c = C_p T_1 (1 - (P_2/P_1)^{(k-1)/k})$$

η c

PARA UNA TURBINA:

$$W_t = \eta T C_p T_3 (1 - (P_4/P_3)^{(k-1)/k})$$

T1 = Temperatura de entrada del aire = 290°K - 300°K

T2 = Temperatura de salida del compresor y entrada a la cámara de Combustión = 600°K

T3 = Temperatura de salida de la cámara de combustión, entrada a la turbina = 1500°K

T4 = Temperatura de salida = 700°K

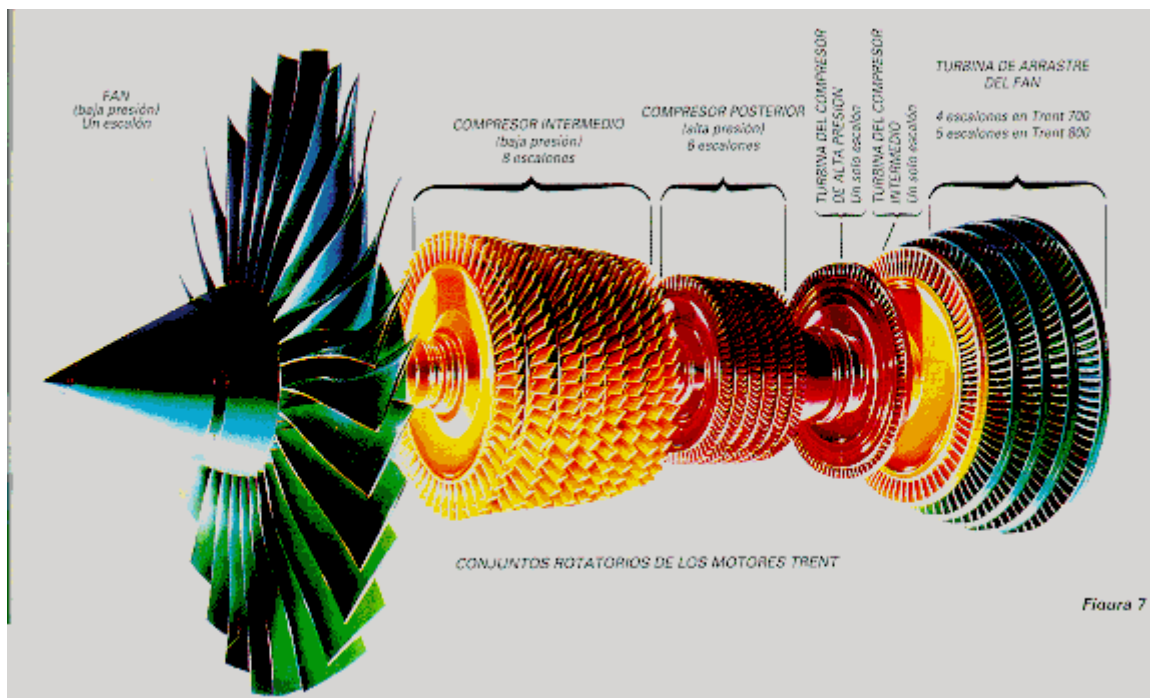


Figura 7

Por lo tanto el trabajo hecho por una turbina depende de la temperatura de los gases a la salida de la cámara de combustión y esta limitada por la resistencia térmica de los materiales de construcción.

Estas son unas temperaturas promedio para el trabajo actual de las turbinas utilizadas en aviones comerciales.

T3 = 1000°K Máxima eficiencia a compresiones de 10 - 1

CAMARAS DE COMBUSTION

Sobre este tema se han hecho muchas pruebas y existe gran cantidad de datos para diseñar las cámaras.

La mayoría de cámaras de combustión funcionan con hidrocarburos líquidos como combustibles, el cual es inyectado en forma de spray.

El factor más importante del combustible es su viscosidad para poderlo inyectar por medio de una tobera.

Los combustibles pesados son precalentados para reducir su viscosidad y asegurar la inyección.

Antes de la combustión el combustible se mezcla con el aire elevando la temperatura de ignición la cual varía dependiendo de la relación combustible, aire (f/a) y la presión.

El comienzo de la combustión se hace por medio de una bujía y de aquí en adelante la combustión es continua.

El tiempo que necesita el combustible para la vaporización, es un tiempo de retraso al comienzo de la reacción de la combustión.

La reacción estequiométrica de combustible - aire (f/a) es aproximadamente 1:15 y para garantizar la combustión se introduce de un 20% hasta un 200% de exceso de aire y así evitar la separación del combustible.

La velocidad de la propagación de la llama depende, de la relación de combustible; para una máxima velocidad se necesita una mezcla livianamente más rica que la relación teórica.

La velocidad de propagación de la llama es relativamente lenta con respecto a la velocidad del aire de entrada; una vez ocurre la ignición, la tendencia es que la llama sea expulsada de la cámara de combustión.

La llama es estabilizada posteriormente mediante la admisión del aire al tubo de llamas a través de los alabes creando de esta manera un vórtice en los fluidos.

La velocidad más alta que se consigue, en la región de la cámara, se da por una pérdida de presión causadas por las paredes del tubo, el gradiente de presión disminuye cuando se acerca a la tobera.

El flujo de aire entra por dos fases:

La primaria va a la zona de combustión y alcanza mayores temperaturas.

La secundaria sirve como aislante de temperatura, reducción de ruido, y enfría los gases de salida de la turbina.

Es importante que el combustible se quemara todo, ya que las partes no quemadas salen como gases de escape.

REQUERIMIENTOS PARA UNA COMBUSTION ESTABLE

1. Tiempo suficiente para quemar el combustible.
2. Mantener alta la temperatura.

La turbulencia es un factor importante que ayuda a la combustión total del combustible.

Diseños incorrectos pueden producir cambios sustanciales en temperatura y pueden provocar puntos calientes "hot spots" los cuales causan posibles fallas en los alabes y tobera.

Una adecuada turbulencia y una propulsión de chorro controlada son esenciales para mantener una temperatura bien distribuida.

La velocidad del fluido puede aumentar considerablemente dentro de la cámara de combustión, la caída de la presión obliga a un cambio de momento.

Los combustibles usados pueden ser gaseosos o líquidos.

Gaseosos: gas natural

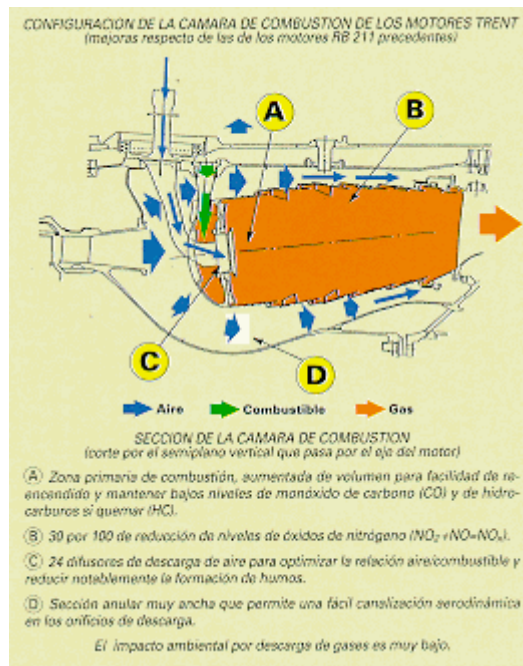
Líquido: JP - 4 derivado del petróleo.

Kerosene

Metanol muy costoso.

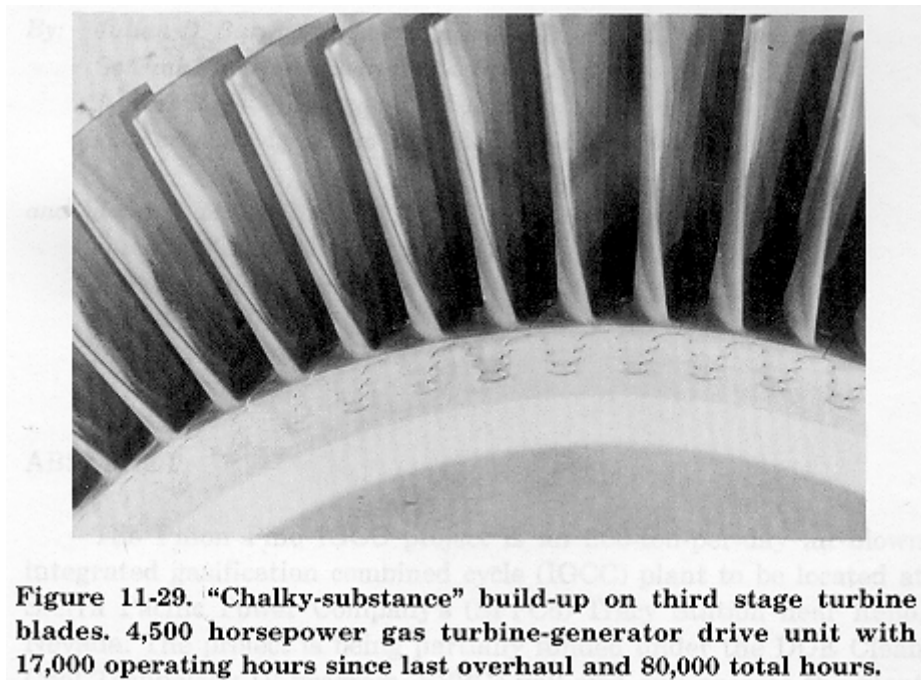
CAMARAS DE COMBUSTION

- CAN-TYPE: Tiene la mayor tasa de energía almacenada.
- ANNULAR-TYPE: Permite entrada del aire secundario. Ver figura



Las cámaras de combustión son hechas en acero resistente a altas temperaturas.

La erosión en los álabes de las turbinas se produce por restos de cenizas de carbón las cuales ocasionan concentradores de esfuerzos. Ver figura.



EMISIONES NO_x

Debido al exceso de oxígeno, la combustión es casi completa, los gases de exosto son pobres en HC y CO.

Las emisiones de óxido de sulfuro, están ligadas directamente con el combustible, sin embargo las emisiones no son relativamente altas.

Federal nitrogen oxides standard permiten emisiones en los límites de:

1970 0.4 g/ por milla para automóviles.

1971 0.4 g/por milla (turbinas de gas).

Los óxidos de nitrógeno se forman a altas temperaturas por la combinación directa del N y O₂ de la atmósfera.

El NO es el más común

$N_2 + O \rightarrow NO + N$ y

$N + O_2 \rightarrow NO + O$

La creación de NO y NO₂ ósea NO_x es proporcional a la temperatura de la llama.

Para reducir la temperatura en la zona primaria se puede introducir mas aire en la zona de alta temperatura de dos forma:

- Introduciendo un gas inerte.
- Introduciendo vapor de agua

APLICACIONES

Turbo prop:

- Propulsión de aviones militares, comerciales.

Turbo Plants:

- Instalaciones marinas
- Generadores eléctricos
- Pruebas en buces y camiones sin mucho éxito.

Características generales:

1. Buen torque
2. Operación continua
3. Operación de bajo ruido.

(Estacionarias)

4. Puede quemar gran variedad de combustibles
5. No presenta problemas por mal tiempo atmosférico.
6. Liviana (turboprops)
7. Generalmente no necesita sistema de refrigeración.

8. Bajas emisiones de hidrocarburos y CO

Partes negativas:

1. Altos costos de producción
2. Consumo elevado de combustible
3. Altas emisiones de NO_x

Podemos clasificarlas en dos grandes grupos:

1. Turbojets: Operan a 3600 r.p.m. (límite de velocidad para una turbina).
2. Turbinas de trabajo pesado o Industrial: Operan a circuito abierto, mediana capacidad y pueden tener ciclos regenerativos.

La turbina de alta presión producida por el compresor da la velocidad constante, mientras que la turbina de baja presión da la función de turbina de potencia.

ALGUNOS CONCEPTOS EN DISEÑO

La máxima eficiencia térmica se logra cuando hay una relación de compresión mayor lo cual indica una elevada temperatura interna.

En las últimas tres décadas se ha logrado subir la temperatura interna en 10°C por año (ver figura en el anexo), sin embargo existen varios limitantes que no permiten elevar mucho más la temperatura y hacer más eficiente la turbina.

La principal causa es la resistencia térmica de los materiales, resistencia a las fuerzas centrífugas, a las fuerzas de flexión (Bending), Vibraciones, y choques térmicos entre otros.

Por esto para la fabricación de los álabes se utilizan superaleaciones con base de níquel.

La temperatura interna de una turbina oscila entre 1260 °C y 1320°C, esto también requiere superaleaciones, sin embargo estas aleaciones suelen ser muy costosas y para reducir precios se debe implementar un sistema refrigerante el cual consiste, en grandes cantidades de aire suministradas por el compresor.

Los cerámicos han constituido en gran parte estas aleaciones y con ellos podemos alcanzar temperaturas mayores a 1375°C sin necesidad de un sistema de refrigeración. Los cerámicos son menos densos, más económicos y más resistentes a la corrosión de contaminantes como el sodio y vanadio, incluidos en los combustibles baratos.

Los más comunes son: Silicon Nitride (Si₃N₄) y Silicone Carbide (SiC)

Además los sistemas de refrigeración presentan problemas por esfuerzos ocasionados por la temperatura, lo cual requiere modificaciones estructurales y también pérdidas aerodinámicas.

Las aletas de la tobera están expuestas a la máxima temperatura, por lo que necesitan un diseño crítico para una buena refrigeración.

Los álabes que están a la salida de la tobera, están expuestos a la máxima temperatura, por lo que su diseño debe ser muy elaborado y con un sistema de refrigeración excelente.

Para mejorar el desempeño se pueden incorporar Bobinas gemelas en el diseño del compresor.

- La turbina de alta presión alimenta el compresor de alta presión.
- La turbina de baja presión alimenta el compresor de baja presión.

En las turbinas podemos encontrar diseños de uno, dos, o tres ejes, al igual que diferentes escalones de compresión, y de sopladores en caso de Turbojet.

Se puede agregar agua en spray o vapor de agua en diferentes etapas de la turbina; para tener una capacidad de sobre carga sin que esta afecte la combustión.

Una cantidad típica de agua es: 0.1 KgH₂O / 1Kg. Aire; también es común encontrar mezclas de alcohol mas agua.

El compresor absorbe parte substancial del trabajo de la turbina y este es proporcional a la temperatura de entrada del aire; si se incrementa la temperatura de entrada de 27°C a 38°C la eficiencia del compresor baja notoriamente.

ALABES EN LAS TURBINAS

Inicialmente se construían los álabes en metales ferrosos que nunca permitieron un buen desempeño debido a su punto de fusión, actualmente se han desarrollado altas aleaciones de:

Níquel - Titanio

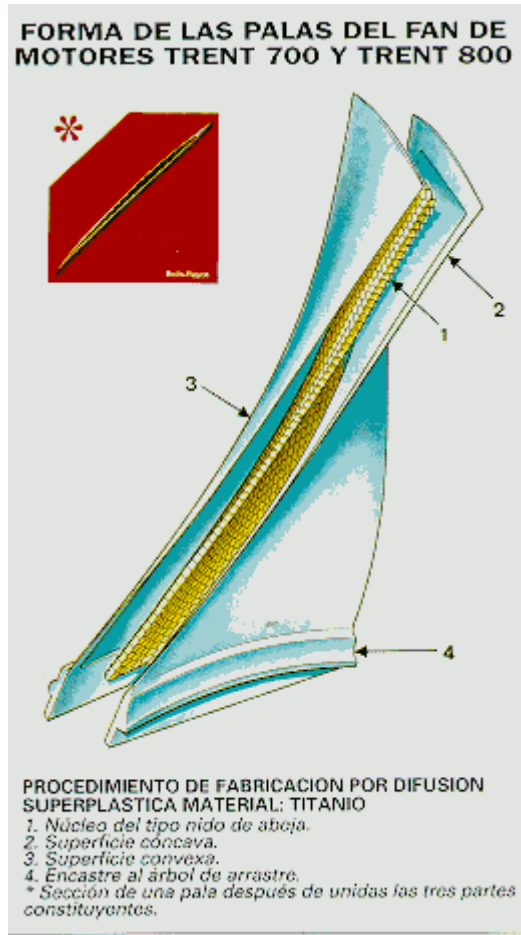
Aluminio - Titanio

Níquel - Aluminio

(Cobalto, Molibdeno y Cromo)

aunque estos resultan ser sensiblemente costosos, su peso disminuye en un 25% y justifica la inversión del material y la alta tecnología necesaria para lograr estas, hoy llamadas super aleaciones y que en un futuro serán solo un paso más en la historia de aviación.

No solo se ha evolucionado en los materiales, las formas y diseños de los álabes a cambiado radicalmente. En las turbinas de aviones comerciales se utilizan alabes curvados con núcleos en forma de panal de abeja los cuales resisten los altos esfuerzos a los que están sometidos, y por su característica hueca permiten la entrada de aire que ayuda a refrigerar el álabe, Estos panales de abeja están fabricados en compuestos cerámicos, fibras de carbón y aramida altamente resistentes a las temperaturas de trabajo. Ver figura.



Los aviones militares de combate siempre han ido a la delantera, estos utilizan sistemas más sofisticados y casi 10 veces más costosos. Interiormente en los álabes se incluyen ductos de ventilación que permiten la entrada de aire primario y secundario, obteniendo así una mayor temperatura en los álabes de las turbinas, lo que se traduce en un mejor desempeño. Ver figura.

Estos ductos de ventilación, se implementan actualmente en turbinas para aviones comerciales de alta tecnología.

En conclusión el desarrollo futuro de las turbinas está en las manos de los nuevos materiales, que resistan el Creep (fluencia lenta) y los altos esfuerzos a los que deben ser sometidos, que en el despegue pueden llegar a los 250 Mpa y mantenerse constante por varias horas, soportando además altas temperaturas cercanas a los 2000K y con una deformación elástica menor al 1%.

Las deformaciones plásticas debidas al creep se estiman en la actualidad cercanas al 0.1% por cada 50 horas de trabajo, lo cual hace que la reparación de estos motores sea relativamente temprana.

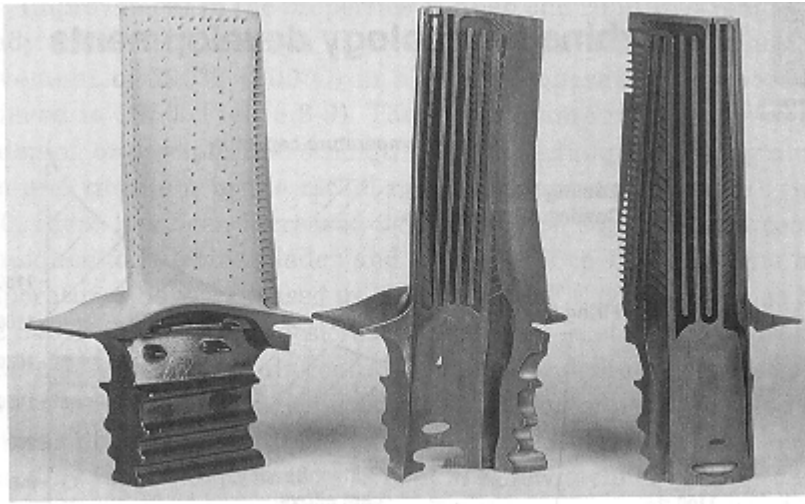
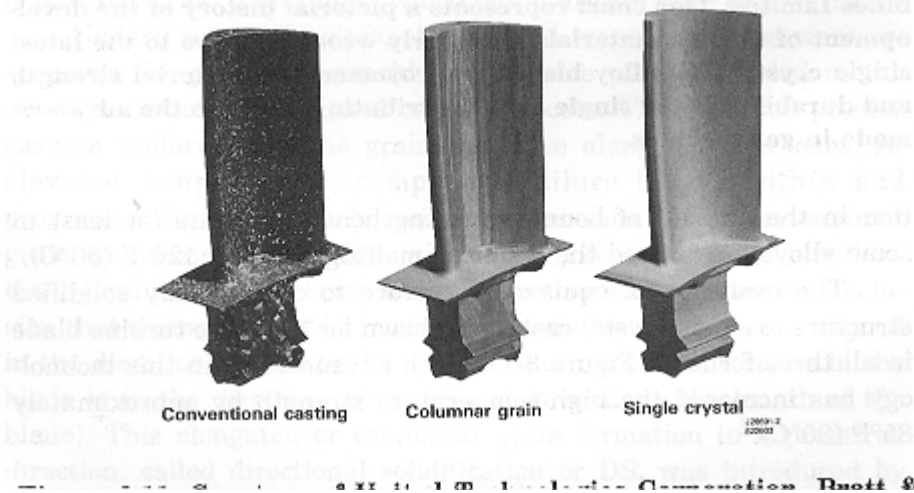


Figure 3-10. Courtesy of United Technologies Corporation, Pratt & Whitney Aircraft. Internal structure of high pressure turbine blade showing the cooling distribution throughout the core of the blade airfoil and root.



El panorama en la evolución de las turbinas en proyección a aumentar su eficiencia es muy limitada, porque no solo se puede desarrollar materiales y elevar la temperatura, sino que se debe hacer un desarrollo sostenible que no afecte el medio ambiente.

BIBLIOGRAFÍA

1. Michael F. Ashby, David R.H. Jones, Engineering Materials 1. Cambridge U. England 1993
2. Giampaolo. The Gas Turbine Handbook: Principles and Practices.
3. Franklin P. Durhan. Aircraft, Jet, Power plants
4. George Merrick, Dusinberre. Gas Turbin Power
5. Golden, Termofluidos, Turbomáquinas y Máquinas Térmicas
6. Bathie, Williams. Fundamentals Of Gas Turbine

7.Alfredo Navarro. Conferencias sobre Máquinas Térmicas

8.Sorensen. Energy Conversion Sistem

9.Revistas Journal of Gas Turbin Power 119 - 2 - 4

10.Revista Avion Num 156.