

Sistemas de Propulsión

Grado en Ingeniería Aeroespacial en Vehículos Aeroespaciales
Escuela Técnica Superior de Ingenieros de Telecomunicaciones



Análisis termodinámico del ciclo de operación

Jorge Saavedra

Grado en Ingeniería Aeroespacial en Vehículos Aeroespaciales
Escuela Técnica Superior de Ingenieros de Telecomunicaciones



Contenidos

1. Diseño preliminar
2. Ciclo Joule y ciclo de detonación
3. Ciclo Joule ideal
4. Ciclo Joule real
5. Ciclo de detonación ideal
6. Ciclo de detonación real
7. Mejoras al ciclo Joule o al ciclo de detonación



Contenidos

1. Diseño preliminar
2. Ciclo Joule y ciclo de detonación
3. Ciclo Joule ideal
4. Ciclo Joule real
5. Ciclo de detonación ideal
6. Ciclo de detonación real
7. Mejoras al ciclo Joule o al ciclo de detonación



Es fundamental conocer pronto la apariencia y peso que tendrá el motor (fabricación, seguridad, mantenimiento).

Evaluaciones exactas son imposibles, pero es necesario disponer de un conjunto de tendencias que si lo sean

Basándose en la tecnología actual se deberán establecer el ciclo termodinámico, características de los componentes, etc

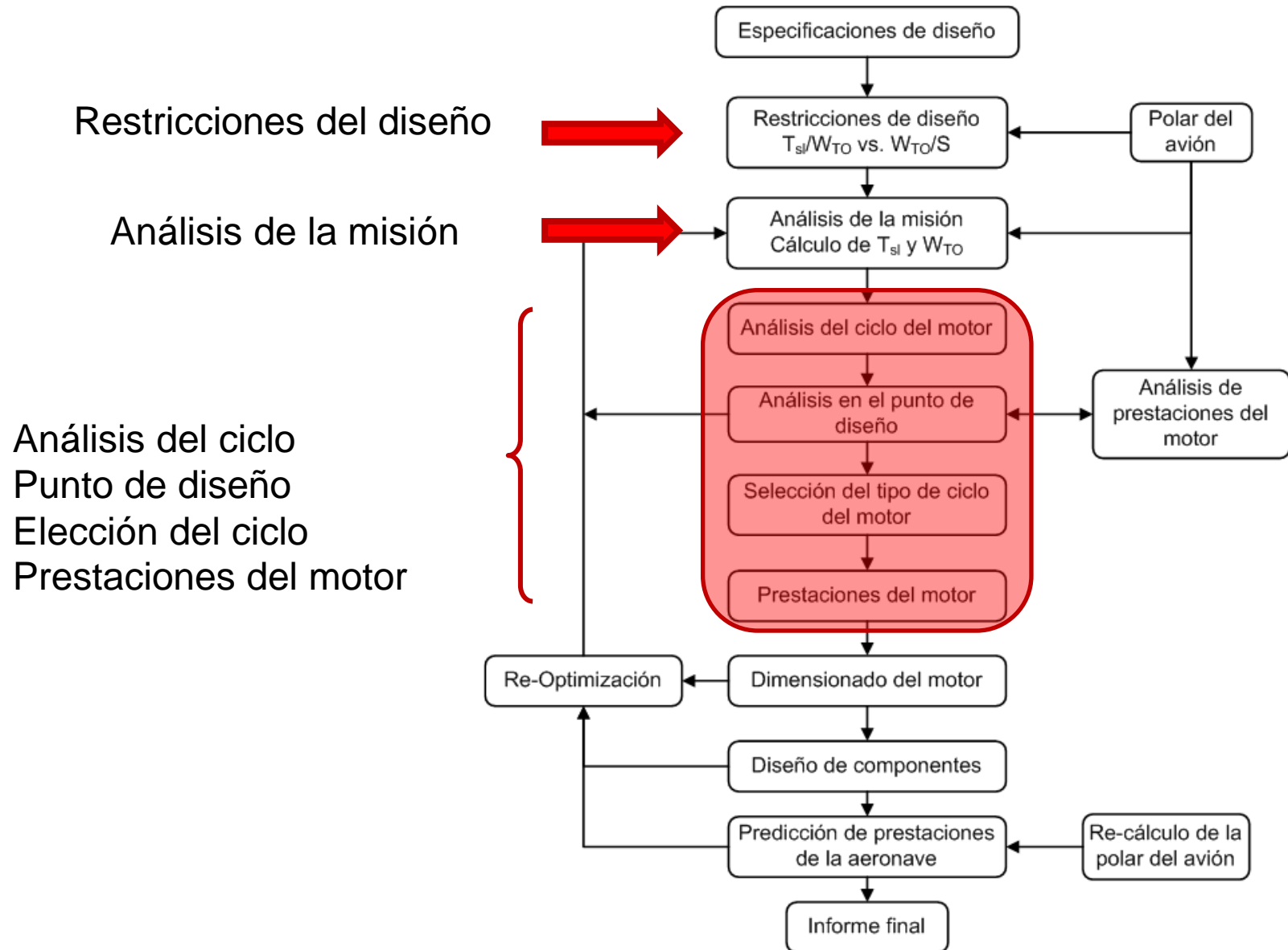
Un motor competitivo requiere elevada eficiencia, gran empuje y bajo consumo.
Todas estas magnitudes están ligadas al *análisis del ciclo*

El objetivo del análisis del ciclo es obtener una primera estimación de los parámetros de prestaciones del motor, tales como el empuje, o el consumo específico, a partir de consideraciones relacionadas con:

- Limitaciones de diseño (ej. temperatura máxima permitida en la turbina)

- Condiciones de vuelo (p_{amb} , T_{amb} , Mach, misión, restricciones)

- Elecciones de diseño (relación de compresión(π_c), BPR, T_4 , V_9)



Análisis de restricciones

Valor mínimo de Empuje/Peso en función de carga alar (W_{TO}/S)

Distancia recorrida en despegue

Techo operativo

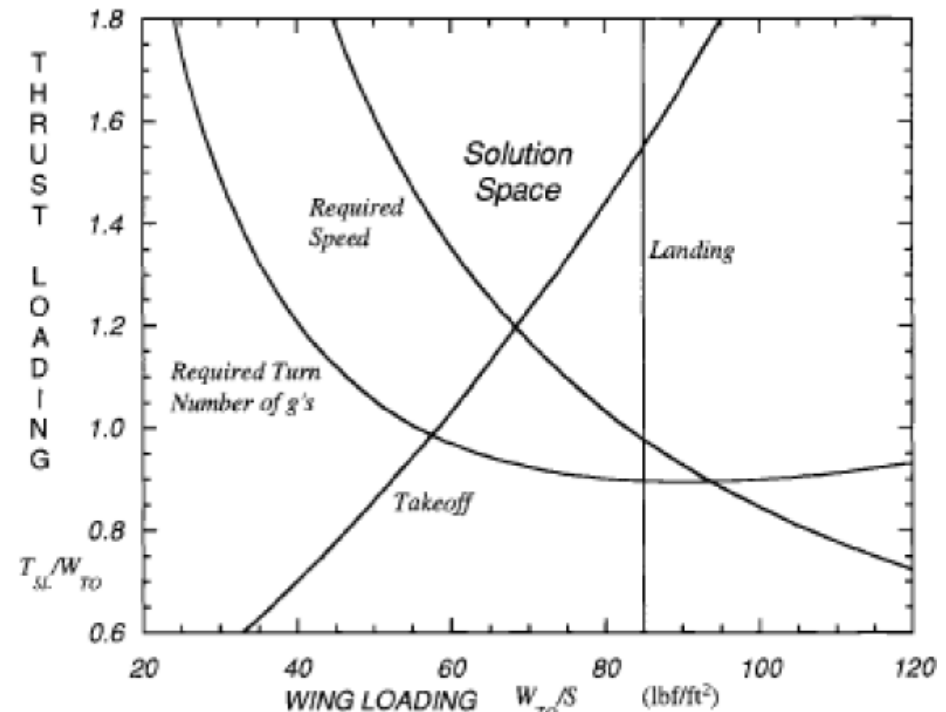
Velocidad máxima

Maniobrabilidad

Consumo específico TSFC

Aterrizaje (Reversa)

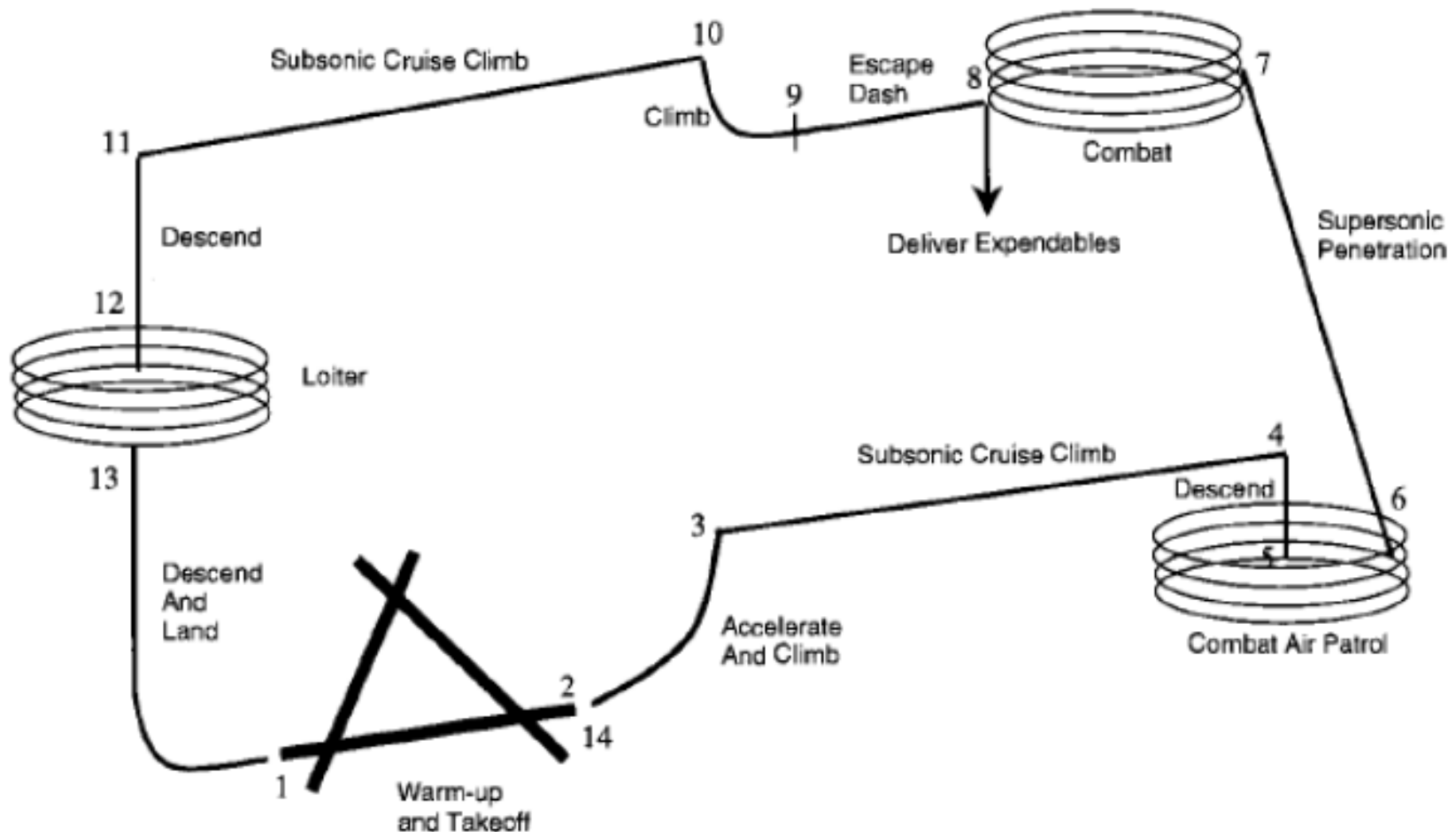
El análisis de restricciones/requisitos determina la tipología de motorización necesaria



Análisis de la misión

Estimación del peso bruto durante el despegue $W_{TO} \rightarrow T_{SL}, S$

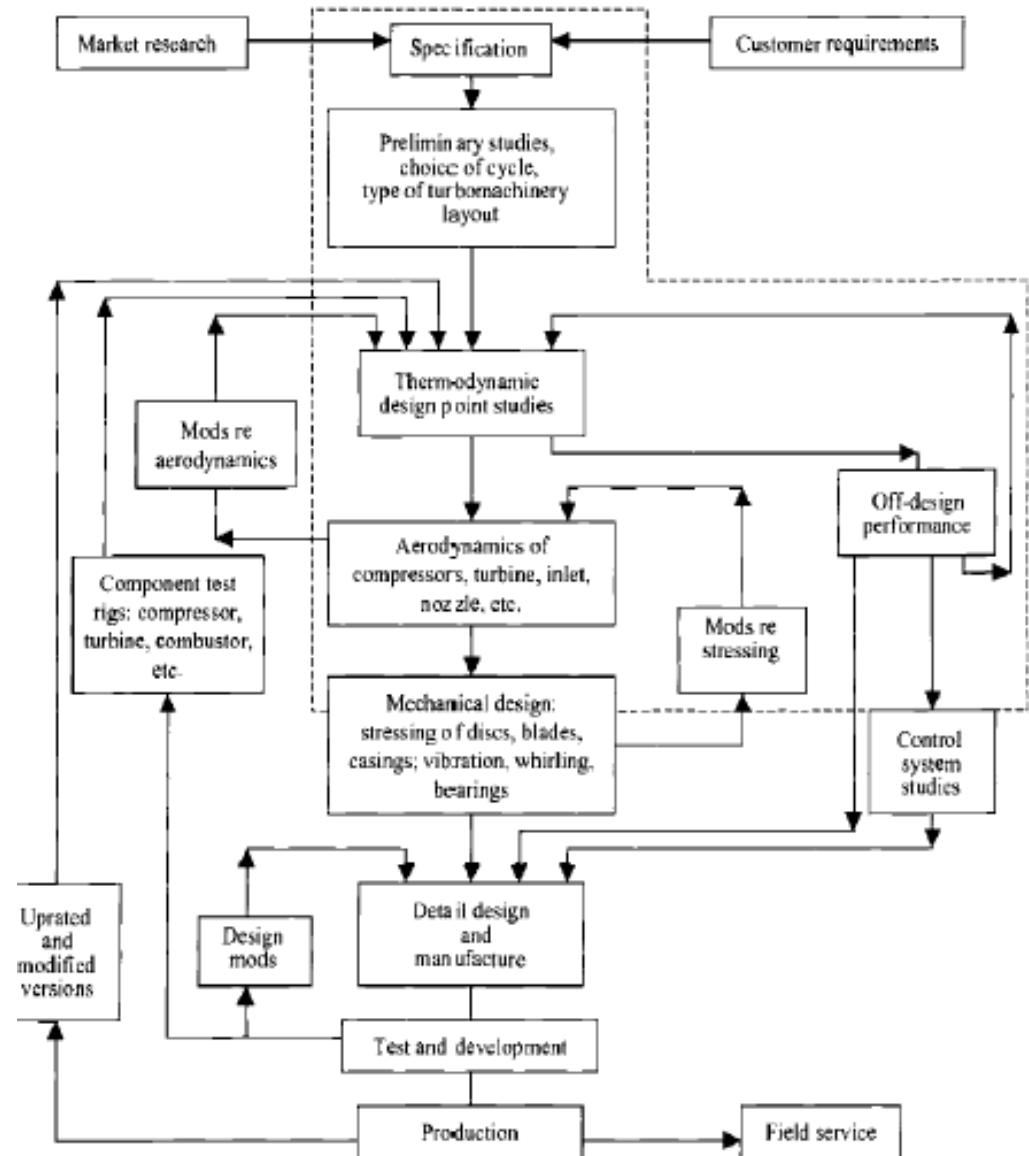
$$W_{TO} = W_p + W_E + W_F$$



Carencia de criterio único para afrontar el diseño del motor

Experiencia know-how
Previos diseños
Diseños evolutivos

Proceso ITERATIVO

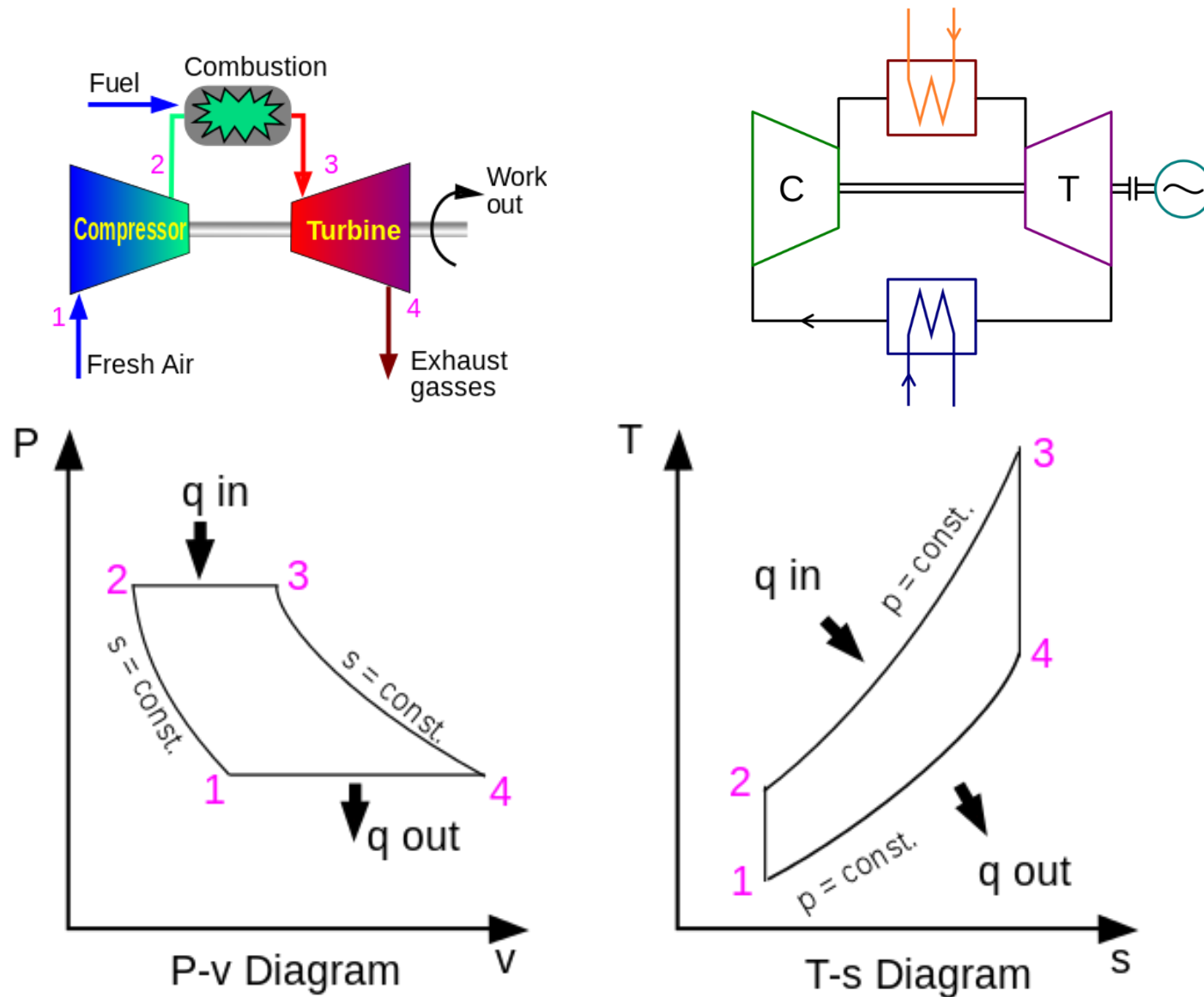


Contenidos

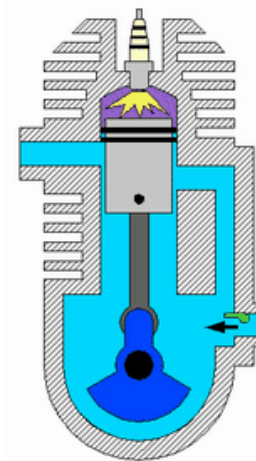
1. Diseño preliminar
2. Ciclo Joule y ciclo de detonación
3. Ciclo Joule ideal
4. Ciclo Joule real
5. Ciclo de detonación ideal
6. Ciclo de detonación real
7. Mejoras al ciclo Joule o al ciclo de detonación



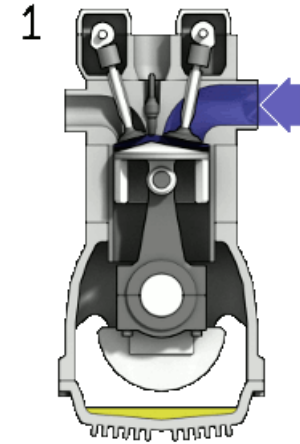
Ciclo Joule // Ciclo Brayton



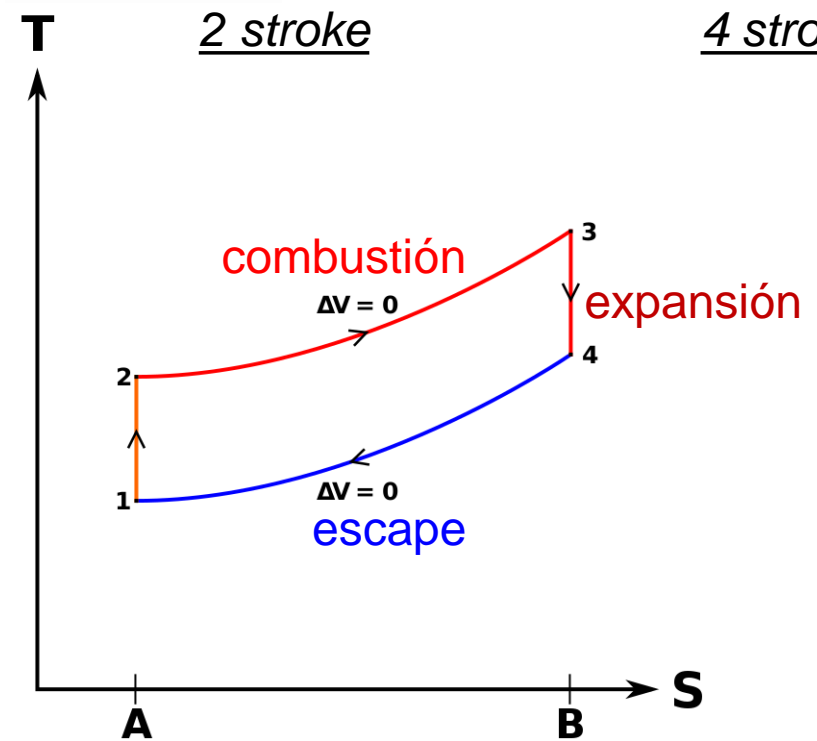
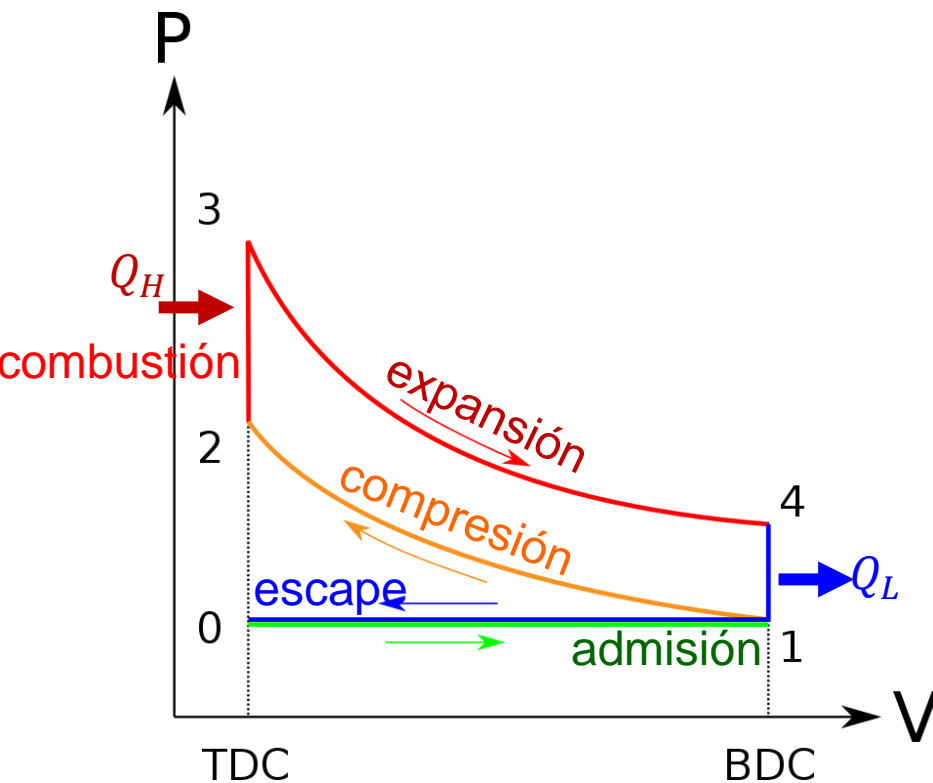
Ciclo de detonación // Ciclo Otto



2 stroke



4 stroke

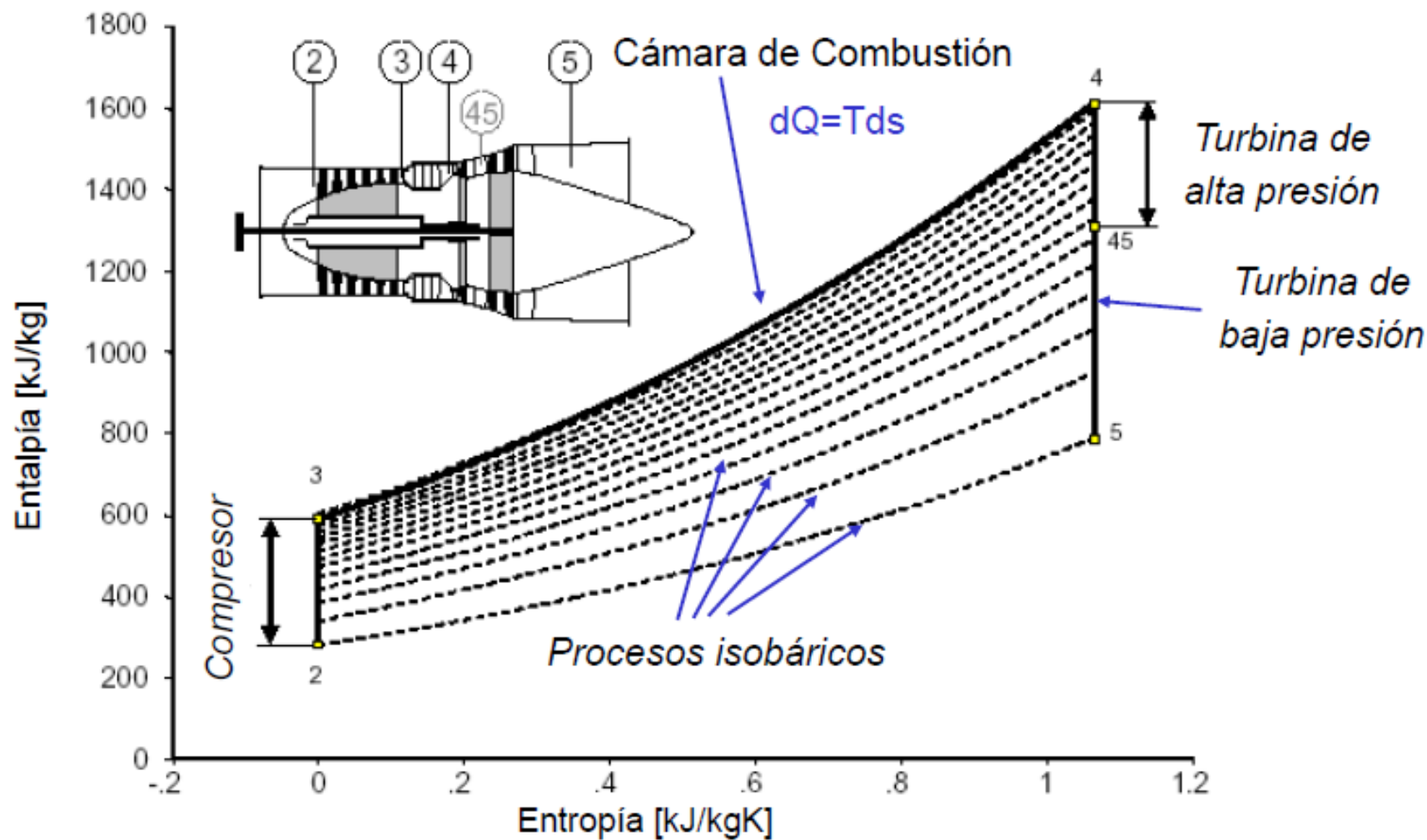


Contenidos

1. Diseño preliminar
2. Ciclo Joule y ciclo de detonación
3. Ciclo Joule ideal
4. Ciclo Joule real
5. Ciclo de detonación ideal
6. Ciclo de detonación real
7. Mejoras al ciclo Joule o al ciclo de detonación



Ciclo termodinámico de un turboshaft



Hipótesis para el calculo del ciclo ideal

1. El fluido de trabajo es un gas perfecto.
2. La compresión en el compresor es isentrópica.
3. La expansión en la turbina es isentrópica.
4. No se consideran pérdidas por refrigeración, pérdidas de presión o fenómenos de fricción.
5. No hay cambios en las propiedades físicas o químicas en el fluido de trabajo.
6. No hay diferencia en el flujo másico a lo largo del ciclo.
7. El calor añadido al fluido de trabajo es transferido a él de manera instantánea y completa.
8. La expansión en la tobera es completa.
9. Flujo estacionario y cero-dimensional

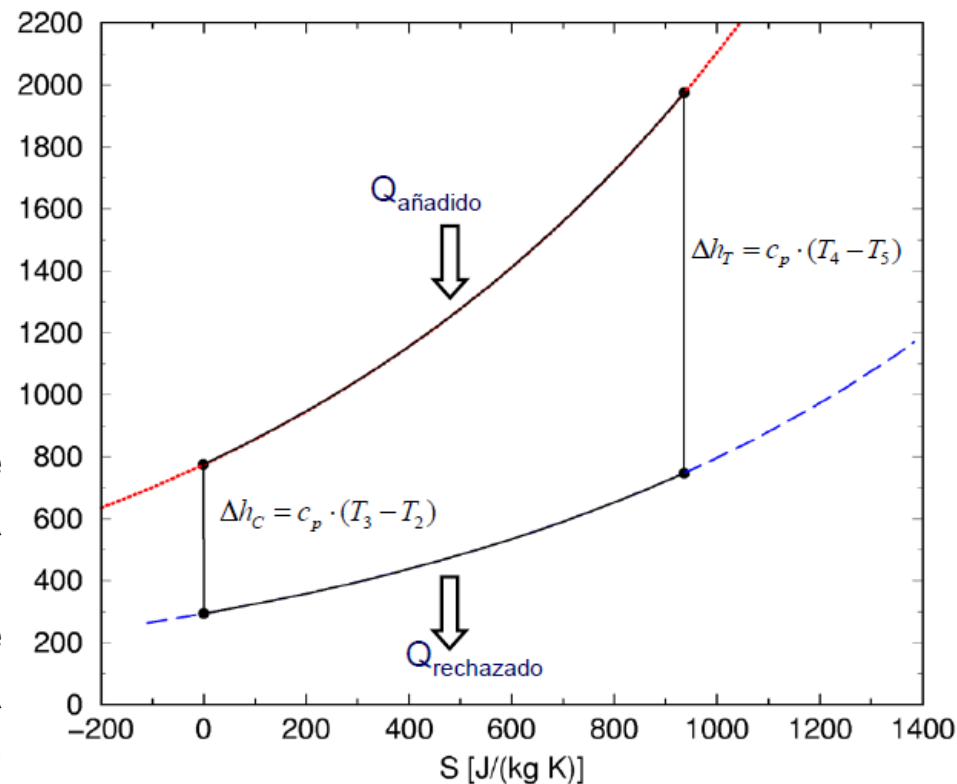
3. Ciclo Joule ideal

$$\eta_{th} = \frac{Q_{added} - Q_{rejected}}{Q_{added}}$$

$$\eta_{th} = \frac{Q_{excess}}{Q_{added}} = \frac{\Delta h_t - \Delta h_c}{Q_{added}}$$

Definición válida para un motor turbina de gas del que se obtiene energía mecánica en el eje

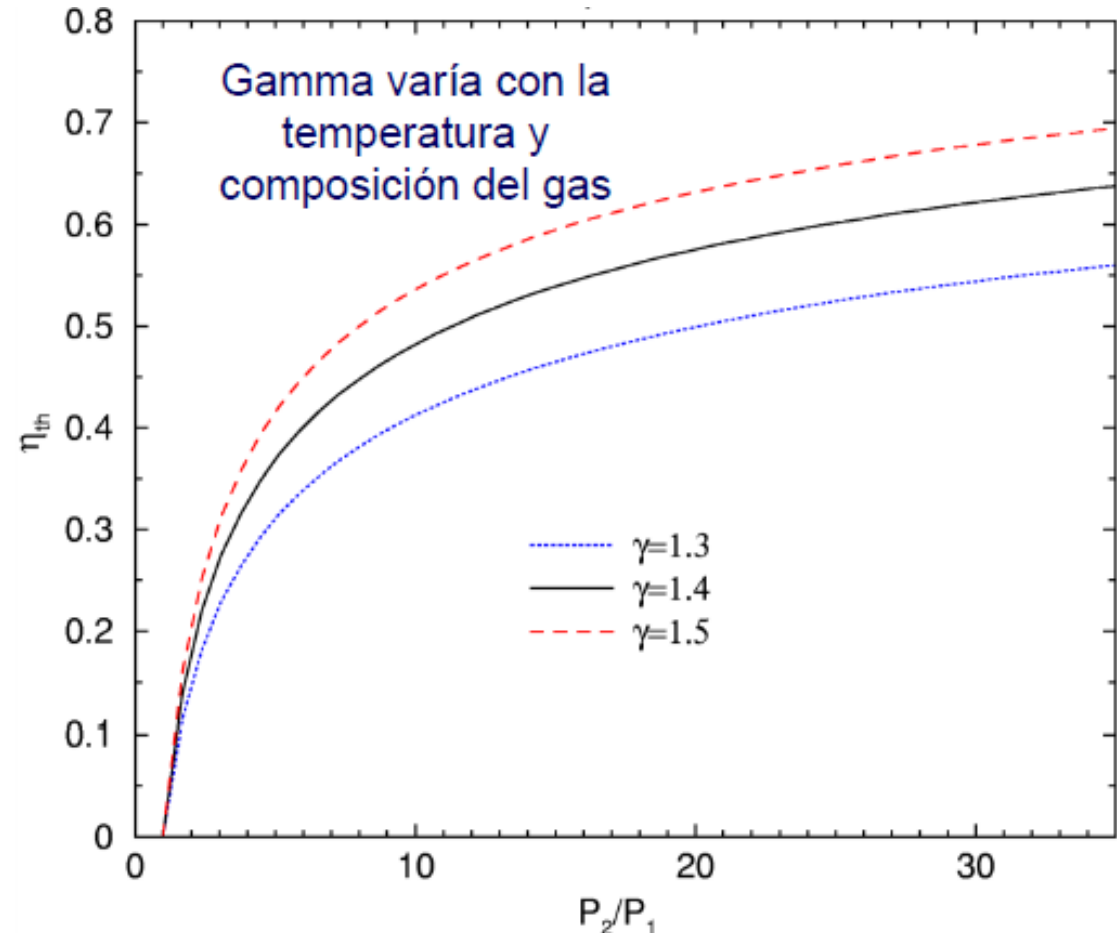
En el estudio de la propulsión a chorro se adapta esta definición a la evaluación de la tasa de energía cinética aprovechable en la tobera



3. Ciclo Joule ideal

$$\eta_{th} = 1 - \frac{T_2}{T_3} = 1 - \left(\frac{p_2}{p_3} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

$$\eta_{th} = 1 - \frac{T_2}{T_3} = 1 - \frac{1}{(\pi_c)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}$$



La eficacia térmica es función exclusiva de la relación de compresión para una relación de calores específicos

$$\eta_{th} = 1 - \frac{T_2}{T_3} = 1 - \left(\frac{p_2}{p_3} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

$$\eta_{th} = 1 - \frac{T_2}{T_3} = 1 - \frac{1}{(\pi_c)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}$$

La eficacia térmica es función exclusiva de la relación de compresión para una relación de calores específicos

Motores turboprop π_c : 6~11

Motores turbojet π_c : 6~30

CFM 56 π_c : 25~37



GE 90 π_c : 25~37

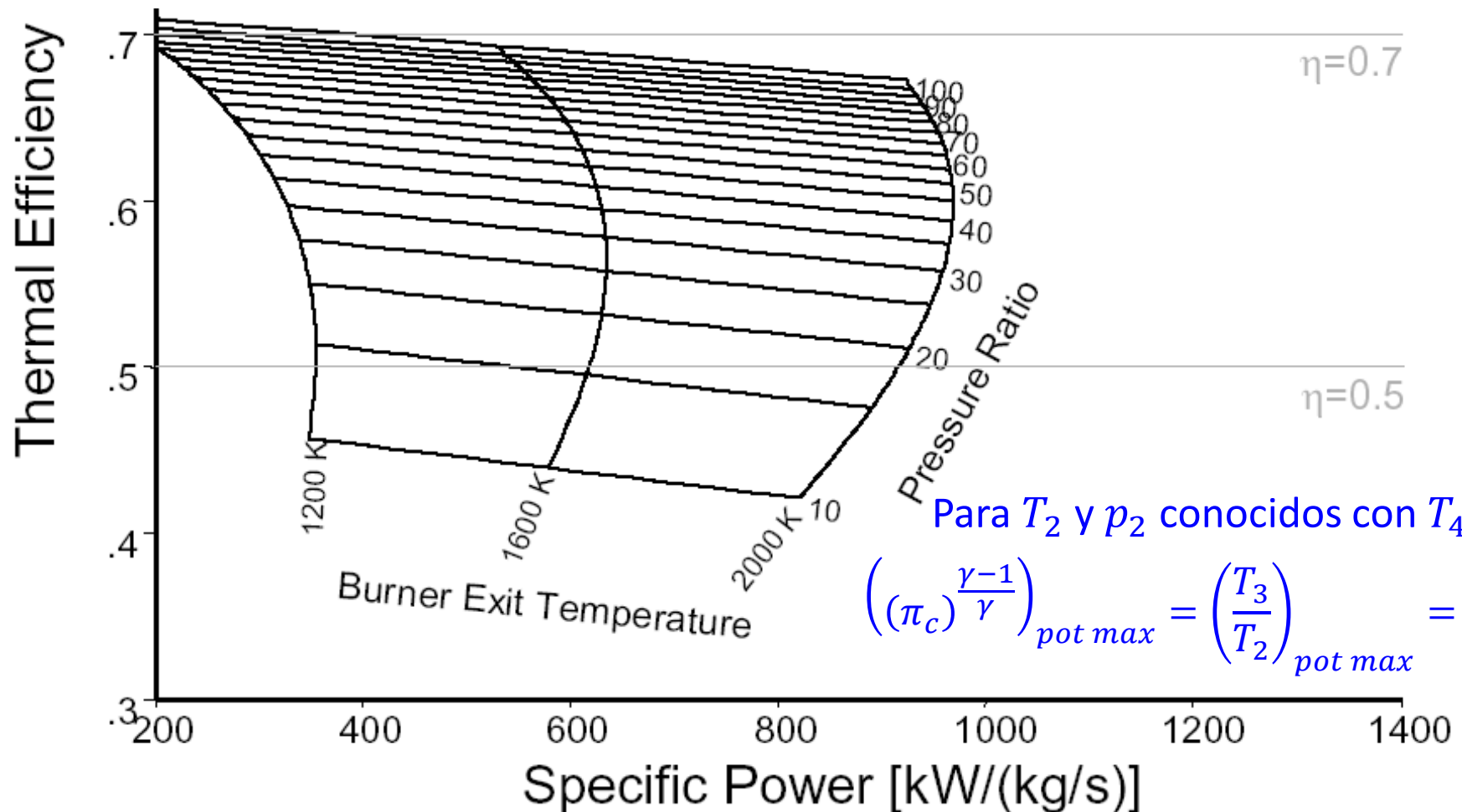


3. Ciclo Joule ideal

$$\eta_{th} = 1 - \frac{1}{(\pi_c)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}$$

$\uparrow T_4 \rightarrow \downarrow \gamma \rightarrow \downarrow \eta$

$\uparrow T_4 \rightarrow \uparrow \text{Specific power}$



Para T_2 y p_2 conocidos con T_4 fija

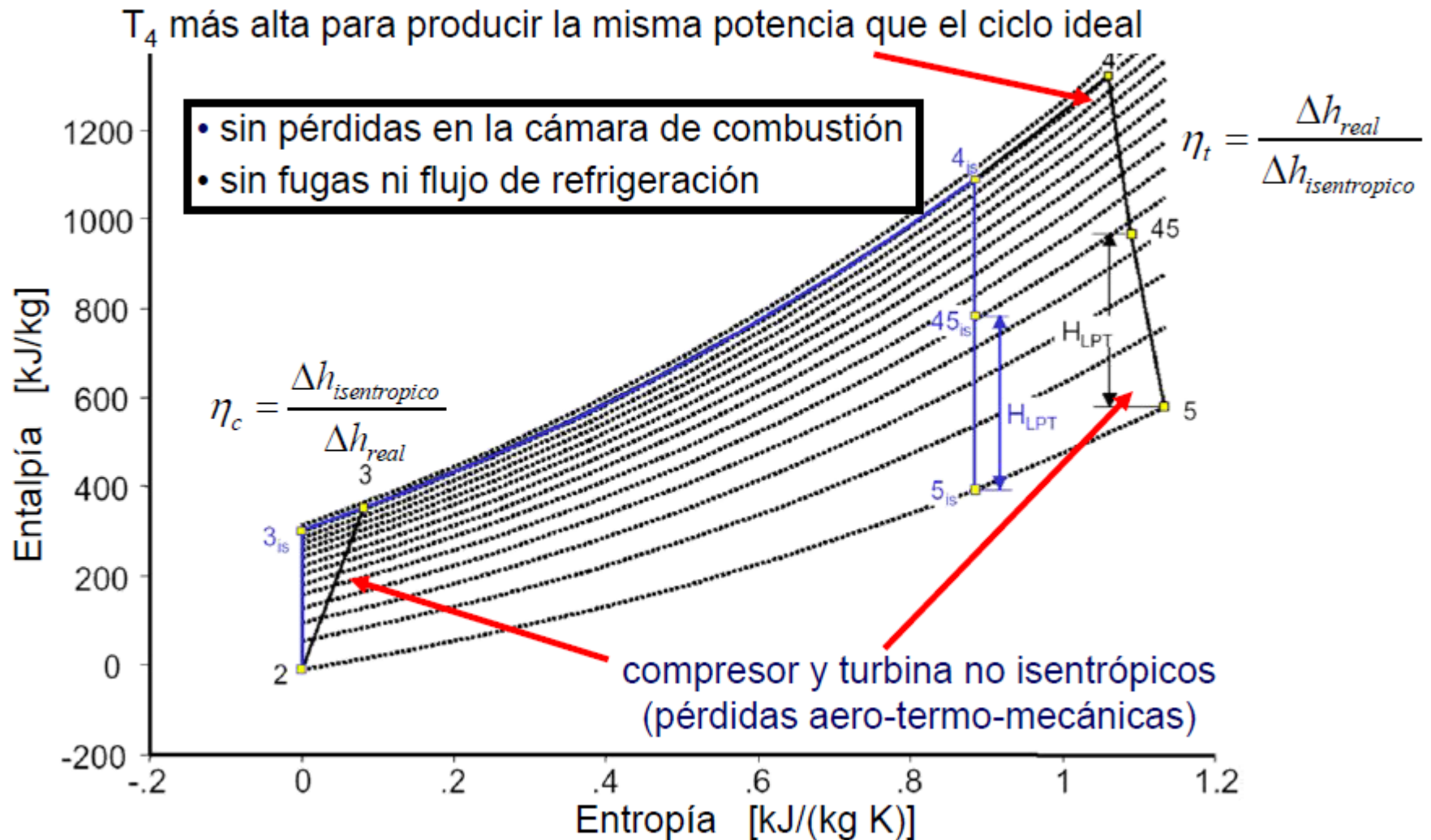
$$\left((\pi_c)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right)_{pot\ max} = \left(\frac{T_3}{T_2} \right)_{pot\ max} = \sqrt{\frac{T_4}{T_2}}$$

Contenidos

1. Diseño preliminar
2. Ciclo Joule y ciclo de detonación
3. Ciclo Joule ideal
4. Ciclo Joule real
5. Ciclo de detonación ideal
6. Ciclo de detonación real
7. Mejoras al ciclo Joule o al ciclo de detonación



Ciclo Joule casi-real



Ciclo Joule casi-real

Compresor

$$\eta_c = \frac{\Delta h_{is}}{\Delta h_{real}}$$

$$\eta_c = \frac{T_{3,is} - T_2}{T_3 - T_2}$$

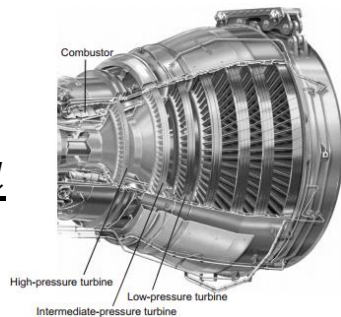


$$\eta_{th} = \frac{\eta_T \frac{T_4}{T_2} \left(1 - \frac{1}{\left(\frac{p_3}{p_2} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \right) - \frac{1}{\eta_c} \left(\left(\frac{p_3}{p_2} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right)}{\left(\frac{T_4}{T_1} - 1 \right) - \frac{1}{\eta_c} \left(\left(\frac{p_3}{p_2} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right)}$$

Turbina

$$\eta_c = \frac{\Delta h_{real}}{\Delta h_{is}}$$

$$\eta_c = \frac{T_4 - T_5}{T_4 - T_{5,is}}$$



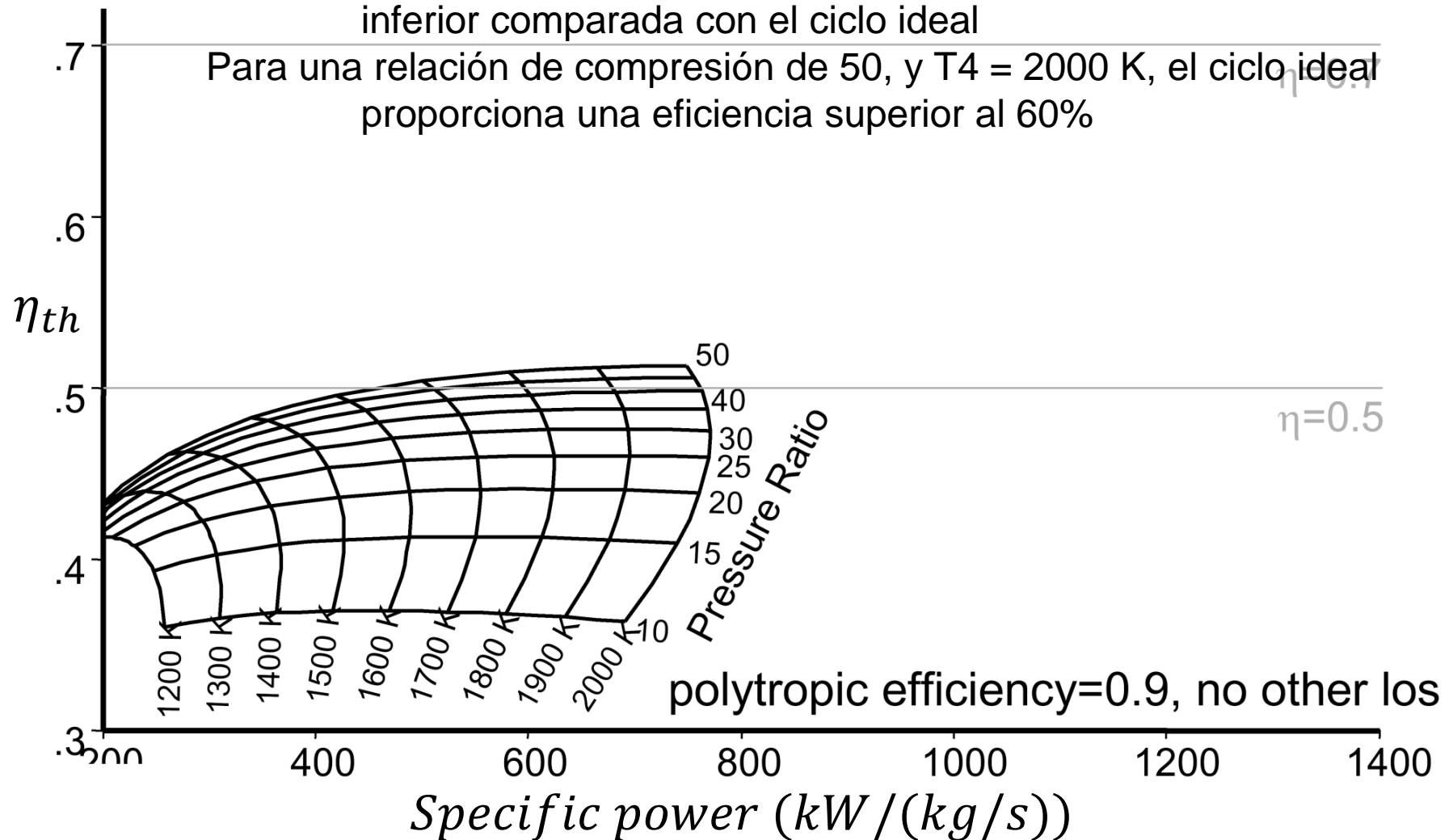
Relación de compresión
 Eficiencias del compresor y turbina
 Relación de temperaturas

T_4 temperatura a la entrada de la turbina (TIT) →
 limitada por la temperatura de fusión por los
 materiales y la capacidad de refrigeración del motor

Ciclo Joule casi-real

T_4 más alta para producir la misma potencia. Por lo tanto la eficiencia es inferior comparada con el ciclo ideal

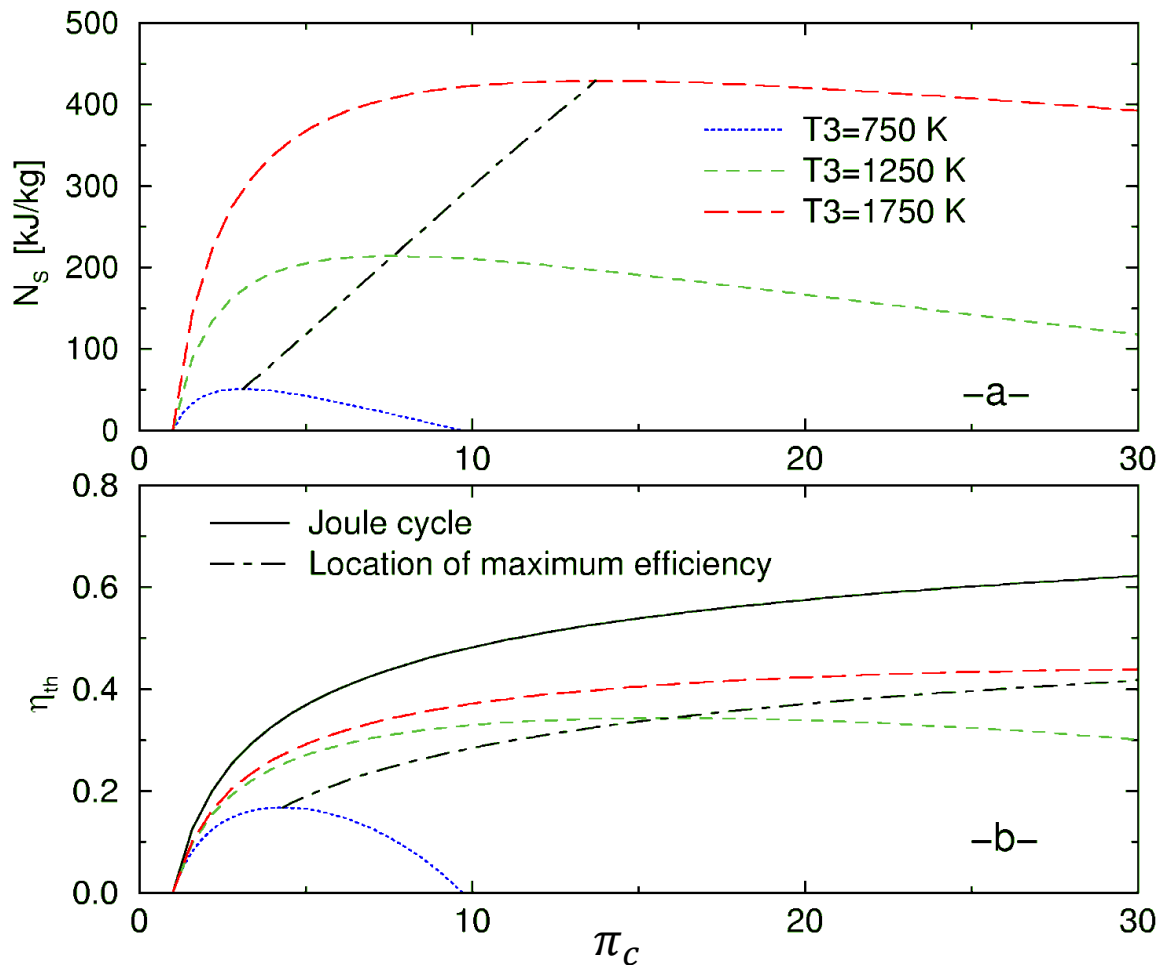
Para una relación de compresión de 50, y $T_4 = 2000$ K, el ciclo ideal proporciona una eficiencia superior al 60%



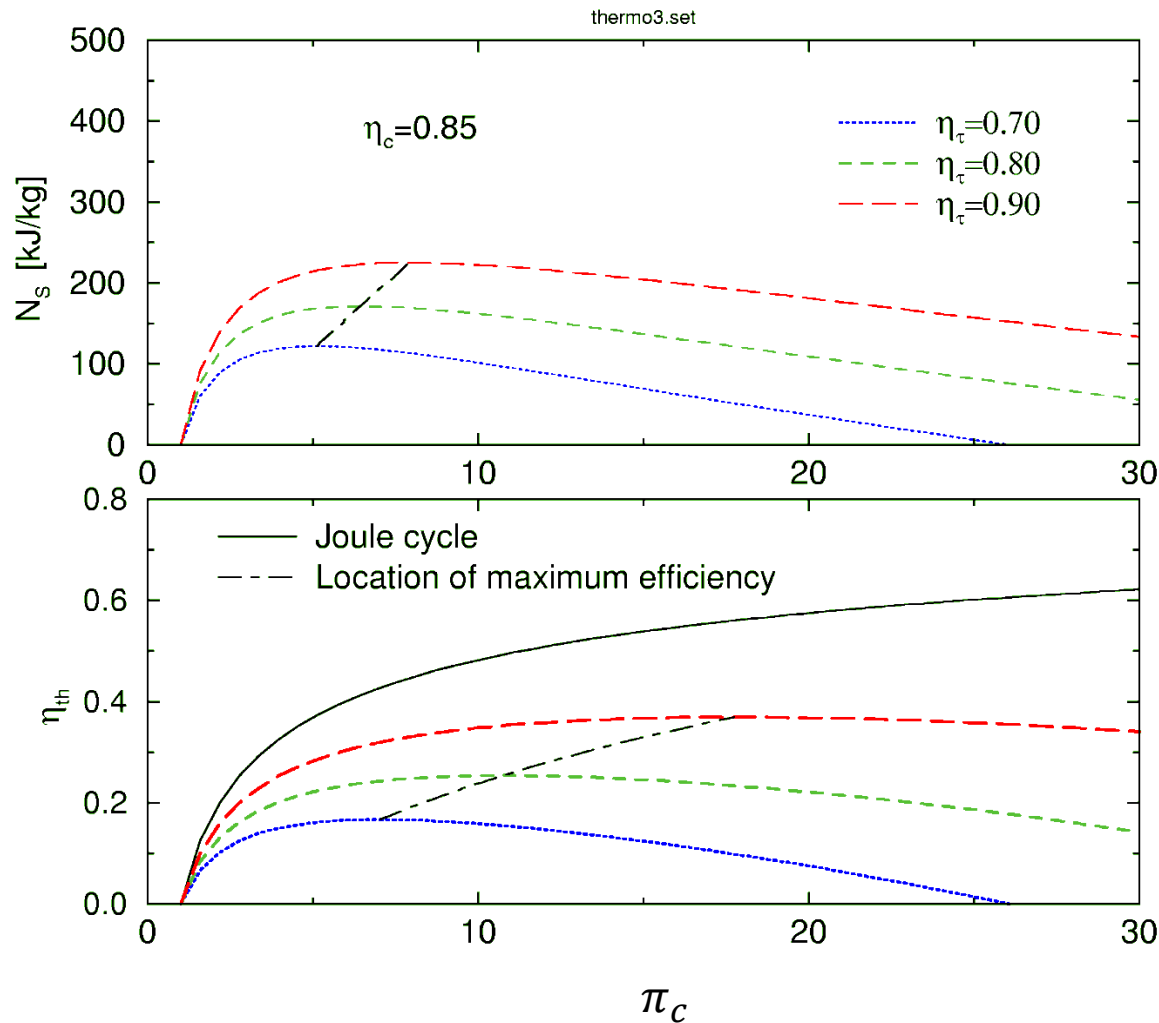
Ciclo Joule casi-real

$$\begin{aligned}
 \eta_c &= 0.85 \\
 \eta_T &= 0.88 \\
 c_p &= 1003 \frac{J}{kgK} \\
 \gamma &= 1.4
 \end{aligned}$$

La máxima potencia específica ocurre a una relación de compresión mas baja que la necesaria para la máxima eficiencia



Ciclo Joule casi-real

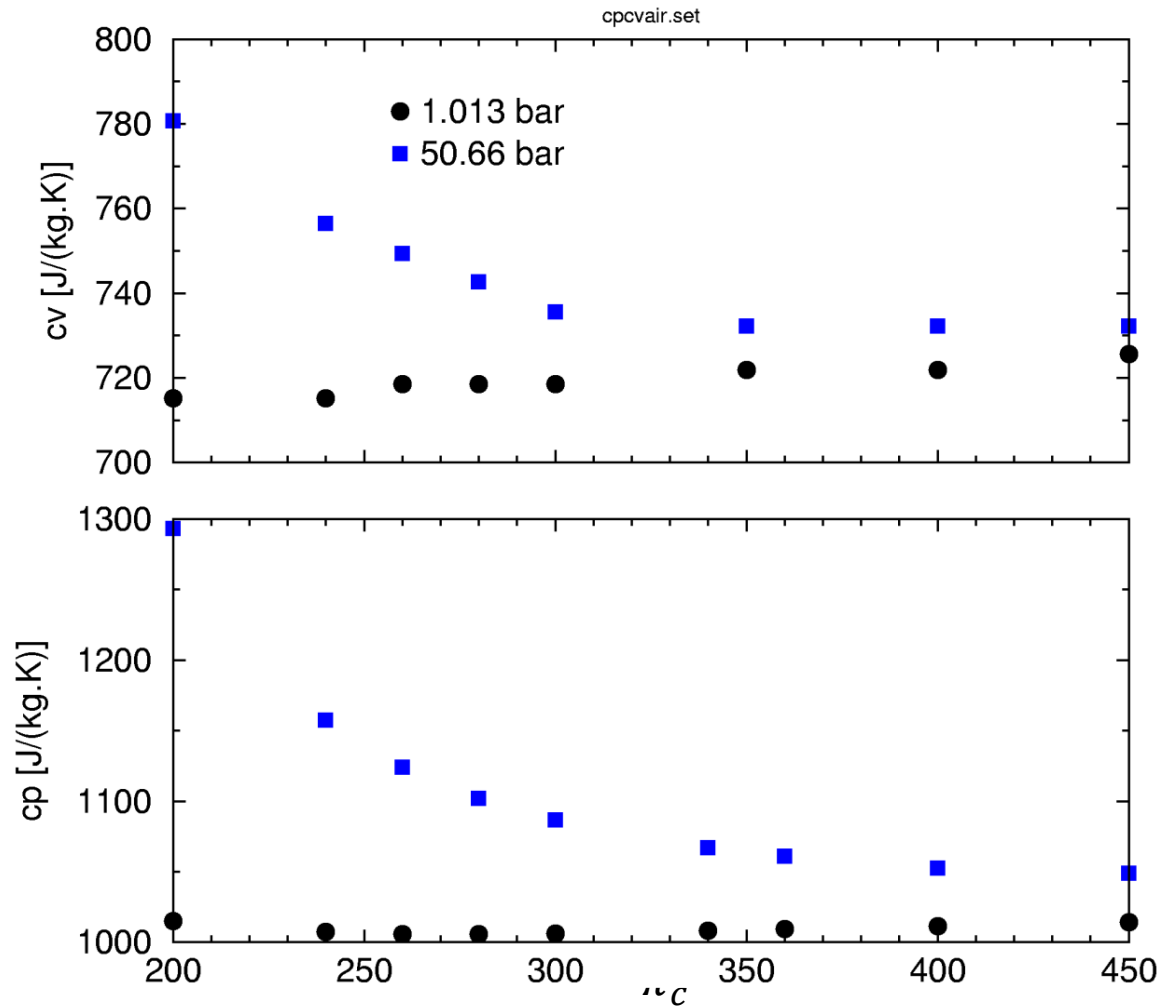


Efecto de la eficiencia de la
 turbina sobre
 potencia especifica
 eficiencia térmica

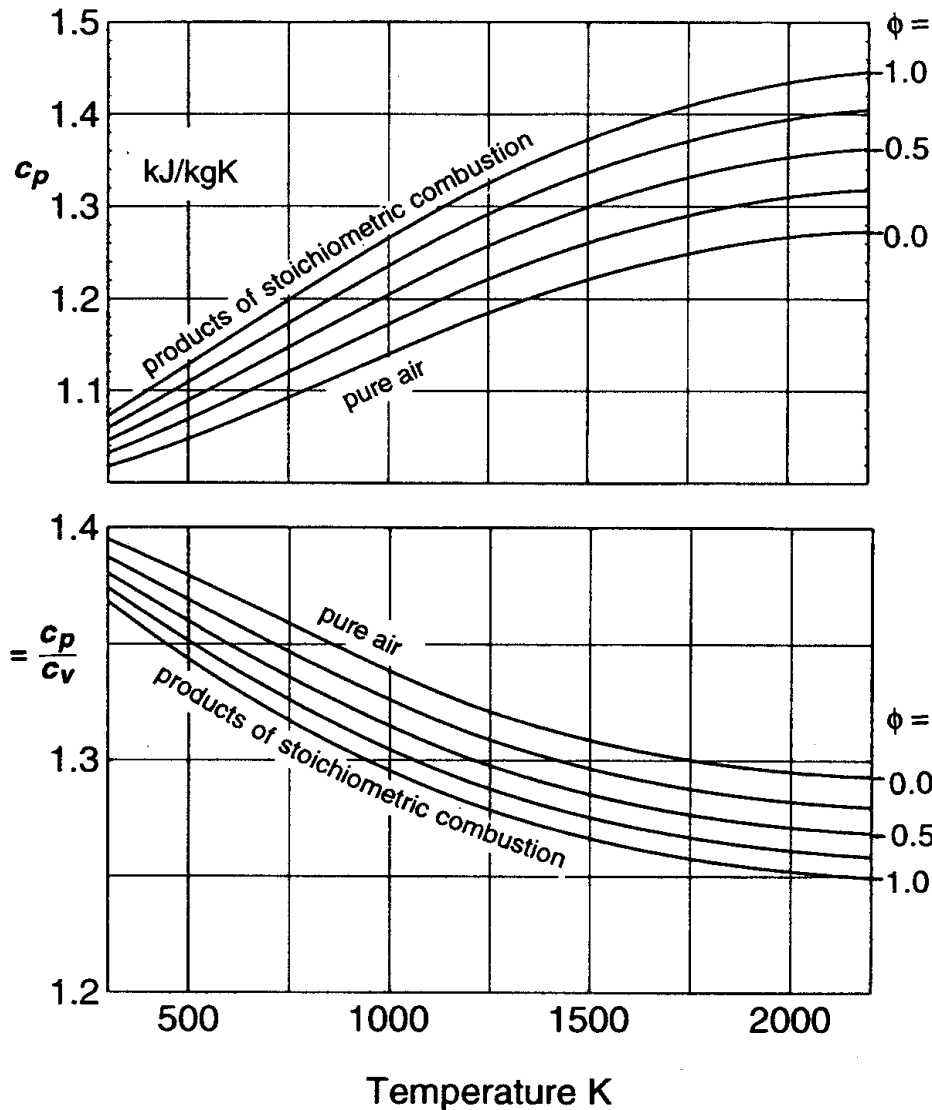
$$\begin{aligned}
 \eta_c &= 0.85 \\
 c_p &= 1003 \frac{J}{kgK} \\
 \gamma &= 1.4 \\
 T_4 &= 1250K
 \end{aligned}$$

Ciclo Joule casi-real

Efecto de la temperatura y presión en el c_p y c_v del aire



Ciclo Joule casi-real



Efecto de la composición (dosado) y la temperatura en el c_p y γ de los productos de la combustión

Dosado absoluto

$$f = \frac{m_f}{m_a}$$

Dosado estequiométrico

$$f_e = \left(\frac{m_f}{m_a} \right)_{est}$$

Dosado relativo

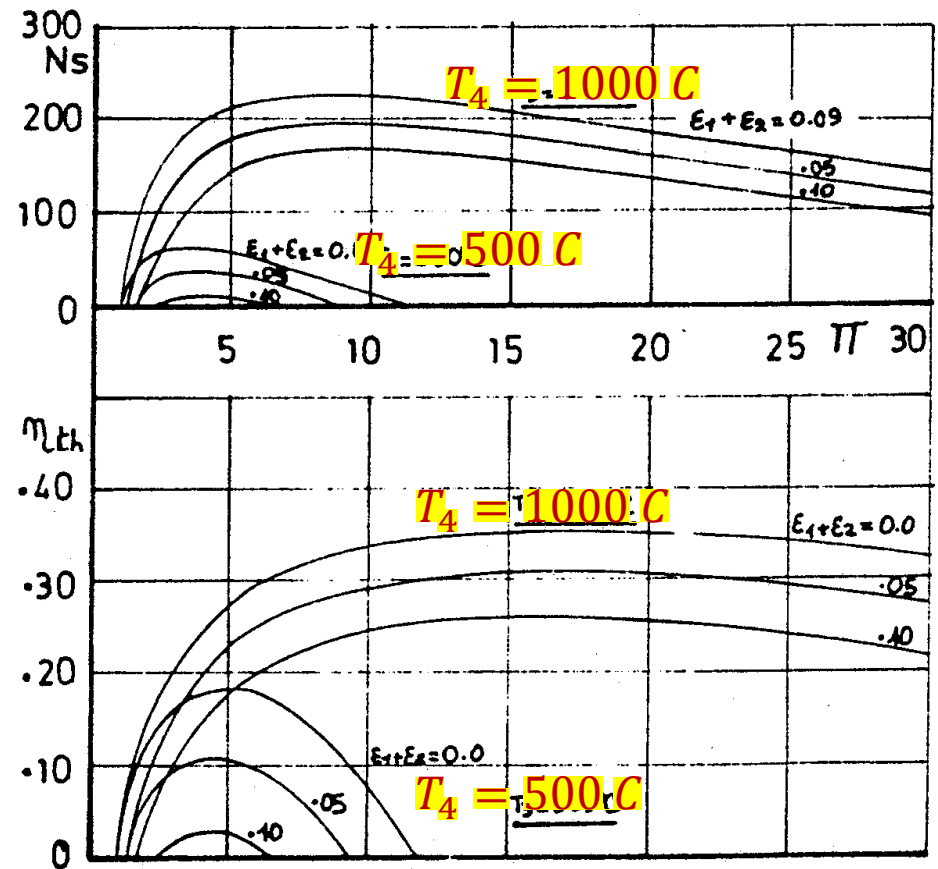
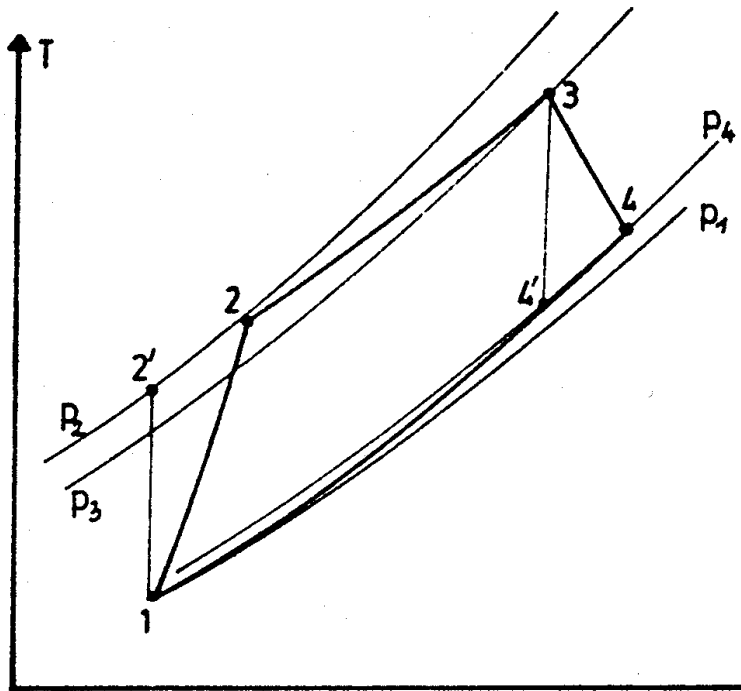
$$\Phi = f_r = \frac{f}{f_e}$$

3. Ciclo Joule real

Ciclo Joule real

Necesidad de contar con pérdidas de presión en los diferentes elementos y las debidas a la refrigeración

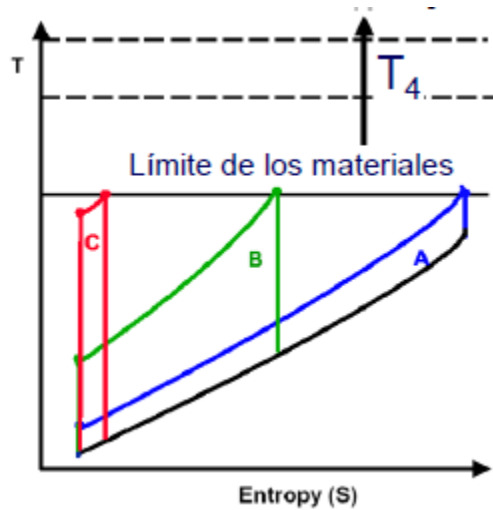
Perdidas de presión en la cámara de combustión y expansión incompleta



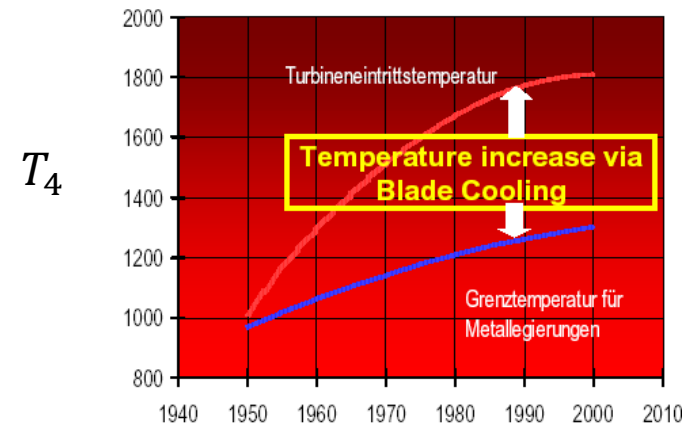
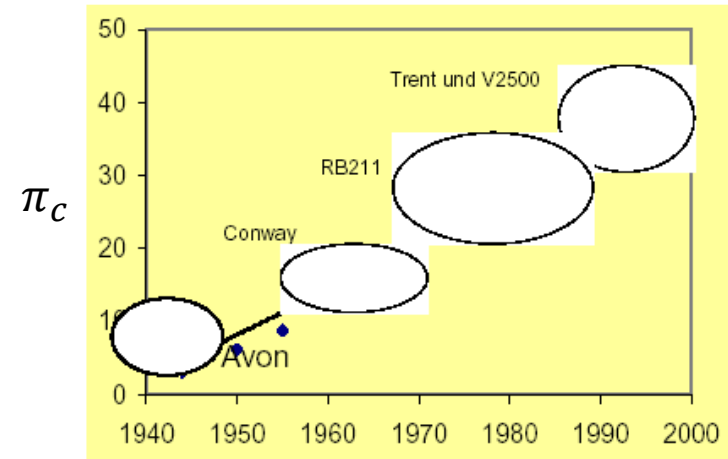
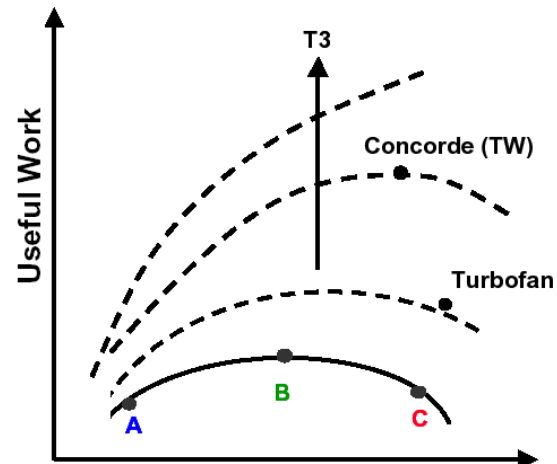
3. Ciclo Joule real

Ciclo Joule real

Límites del trabajo útil: relación de compresión, temperatura



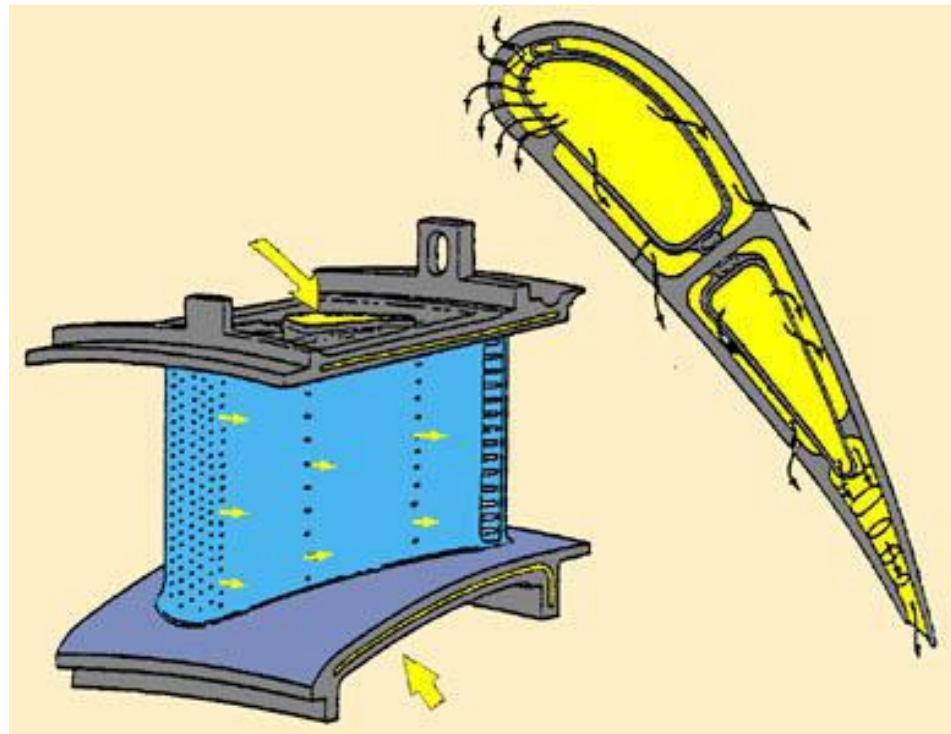
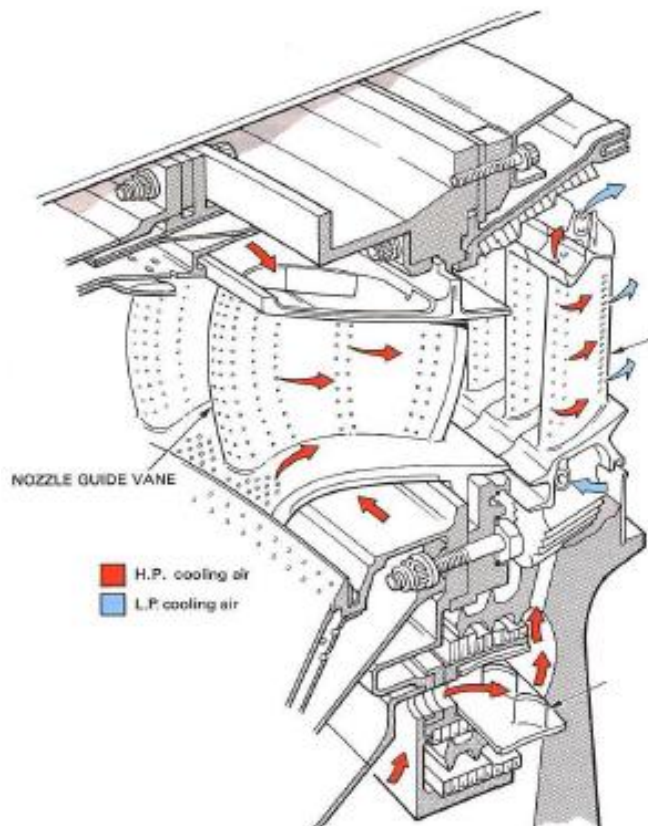
Temperatura limitada por los materiales y la refrigeración



Ciclo Joule real

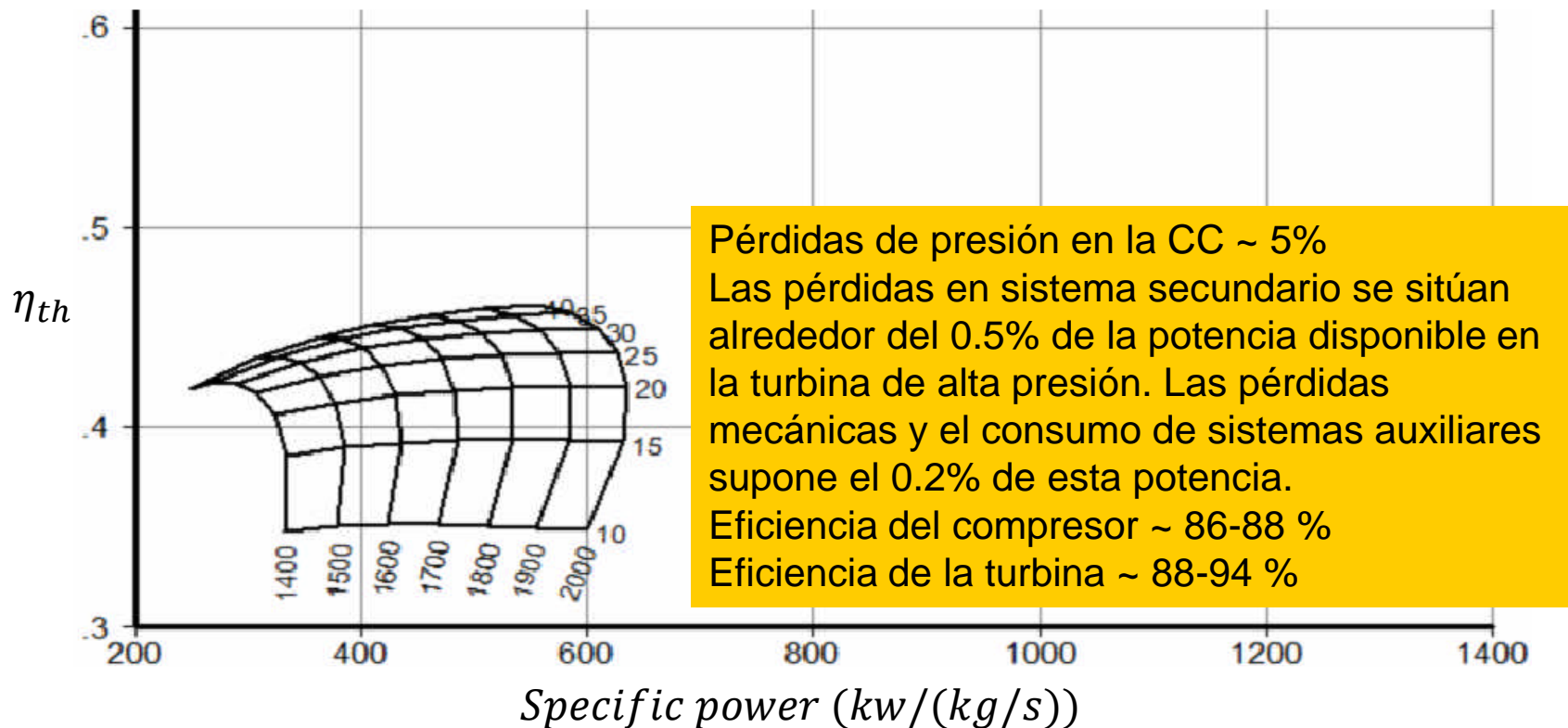
Límites del trabajo útil: relación de compresión, temperatura

La refrigeración posibilita el aumento de la temperatura de entrada a la turbina. En la turbina de alta presión se puede utilizar como refrigerante hasta el 20% del flujo másico que entra al núcleo del motor.



Ciclo Joule real

El rendimiento y potencia específica del ciclo real es muy inferior al que se obtiene al realizar un cálculo considerando que es casi-real (sin pérdidas de refrigeración, en el sistema secundario, en la cámara de combustión, etc.)



Contenidos

1. Diseño preliminar
2. Ciclo Joule y ciclo de detonación
3. Ciclo Joule ideal
4. Ciclo Joule real
5. Ciclo de detonación ideal
6. Ciclo de detonación real
7. Mejoras al ciclo Joule o al ciclo de detonación



- “Elements of gas turbine propulsion” Jack D. Mattingly, Tema 1
- "Gas turbine theory". Cohen, Rogers & Saravanamuttoo. Prentice Hall. Tema 1
- “Aircraft Propulsion”, Saeed Farokhi, Wiley, Tema 1
- “Jet Propulsion: A simple guide to the aerodynamic and thermodynamic design and performance of jet engines”. Nicholas Cumpsty. Cambridge University Press