

Sistemas de Propulsión

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



Generación de empuje y prestaciones de los motores a reacción

Jorge Saavedra

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



Contenidos

1. Motor turbofan
2. Motor turbohélice
3. Motor turbohélice/turbofan con caja de cambios



Contenidos

1. Motor turbofan
2. Motor turbohélice
3. Motor turbohélice/turbofan con caja de cambios



Análisis termodinámico

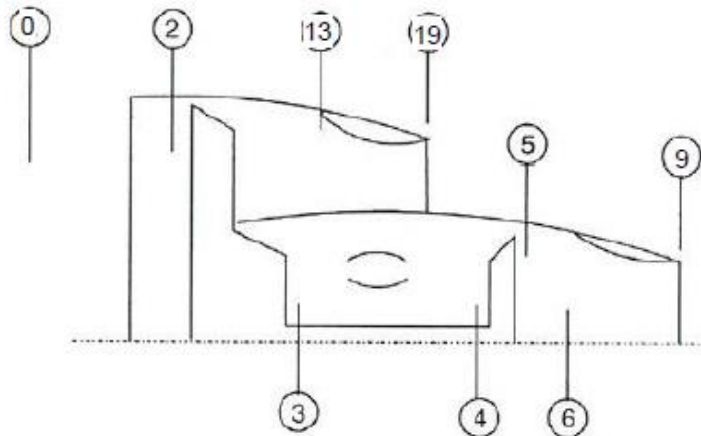
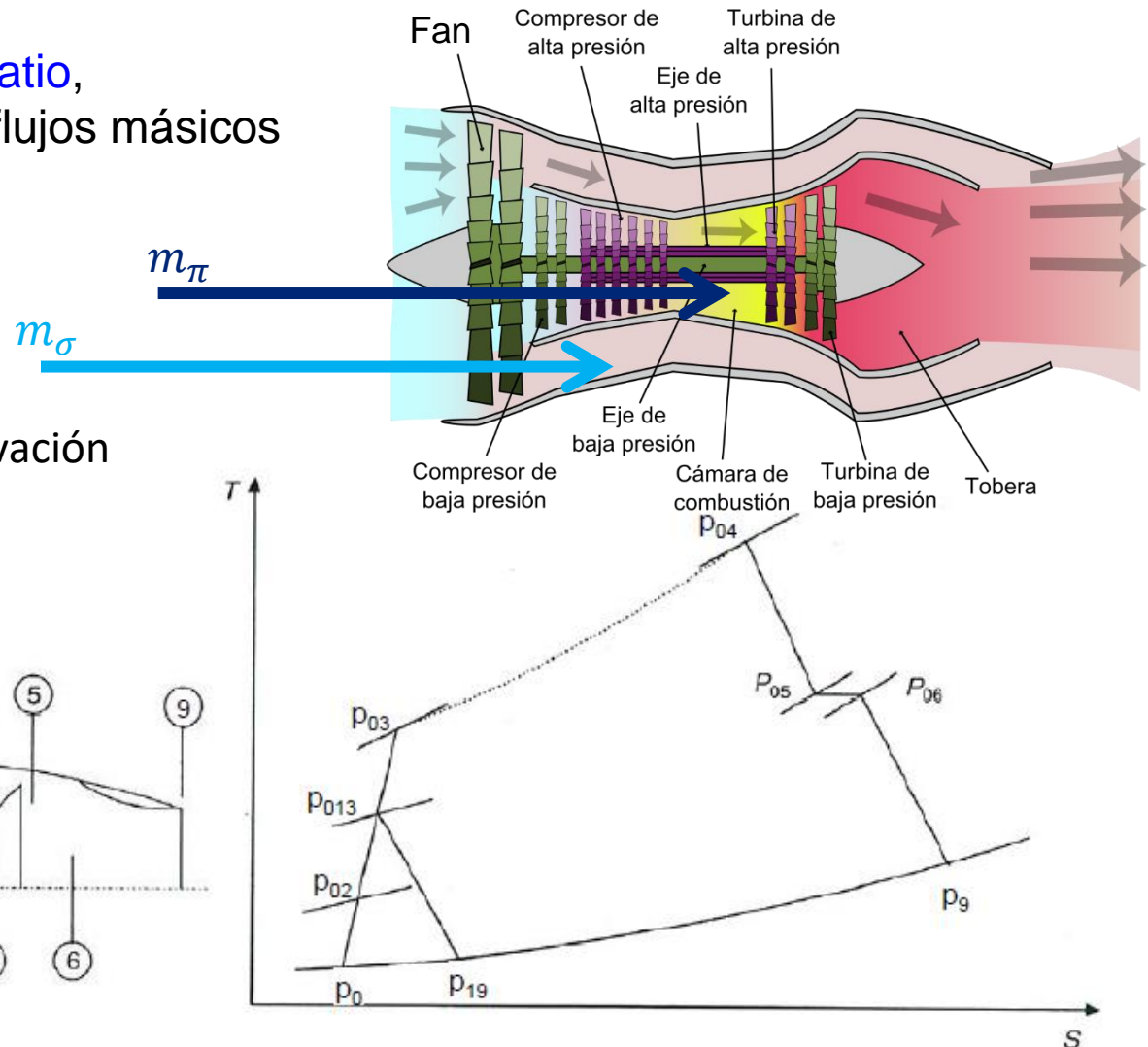
Configuración de un eje con fan delantero y flujo separado

$$\beta = m_{\sigma} / m_{\pi}$$

bypass ratio,
ratio de flujos másicos

$$m_T = m_a + m_{\pi}$$

$\beta > 5$, alta relación de derivación



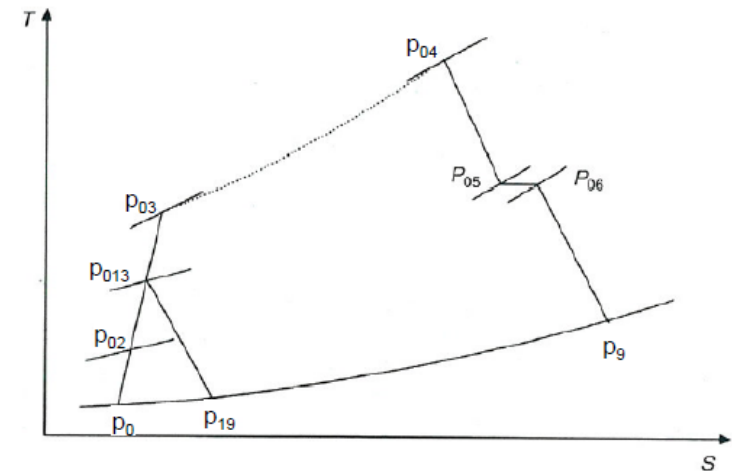
Análisis termodinámico

Configuración de un eje con fan delantero y flujo separado

Admisión/Difusor

$$\frac{p_{02}}{p_{00}} = \left(1 + \eta_d \frac{(\gamma - 1)}{2} M_0^2 \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

$$T_{02} = T_{00} = T_0 \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2 \right)$$



Fan

$$\Pi_c = \Pi_{Lfc} \Pi_{Hfc} ; \Pi_c = \Pi_{Hfc} \Pi_{Ifc} \Pi_f$$

$$p_{013} = \pi_f p_{02}$$

$$T_{013} = T_{02} \left(1 + \frac{\pi_f^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\eta_f} \right)$$

Compresor

$$p_{03} = \pi_c p_{02}$$

$$T_{03} = T_{02} \left(1 + \frac{\pi_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\eta_c} \right)$$

$$\frac{\Pi_{pf}}{\Pi_{fr}}$$

Análisis termodinámico

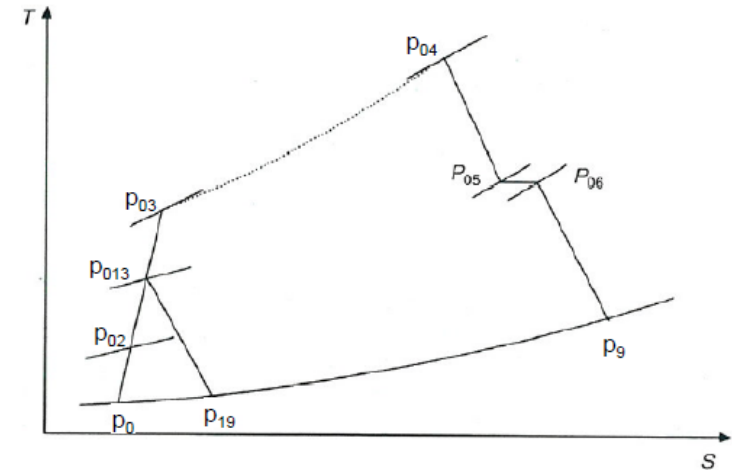
Configuración de un eje con fan delantero y flujo separado

Cámara de combustión

$$p_{04} = p_{04} \left(1 - \frac{\Delta p_{cc}}{100} \right) = p_{04} \pi_{34}$$

$$(\dot{m}_{\pi} + \dot{m}_f) h_{04} = \dot{m}_{\pi} h_{03} + \eta_{cc} \dot{m}_f L$$

$$f = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_{\pi}} = \frac{C_{pe} T_{04} - C_{pc} T_{03}}{\eta_{cc} L - C_{pe} T_{04}}$$



Turbina: balance de potencia

$$\dot{W}_T = \dot{W}_c + \dot{W}_f$$

$$(\dot{m}_{\pi} + \dot{m}_f)(h_{04} - h_{05}) = \dot{m}_{\pi}(h_{03} - h_{02}) + \dot{m}_{\pi}(1 + \beta)(h_{013} - h_{02})$$

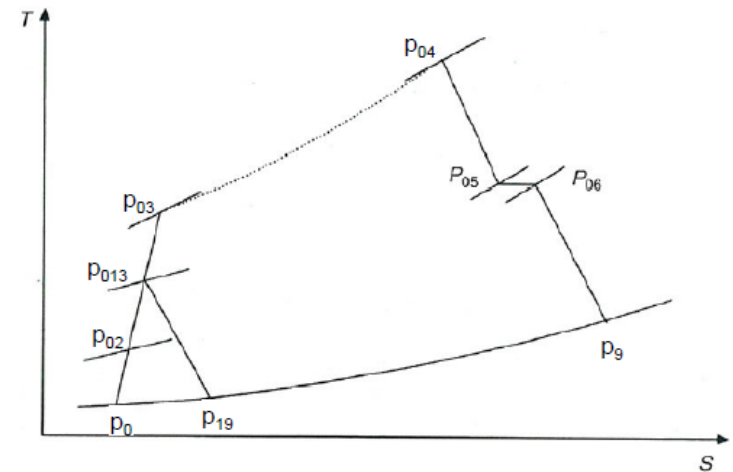
$$p_{05} = p_{04} \left[1 + \frac{1}{\eta_T} \left(1 - \frac{T_{05}}{T_{04}} \right) \right]^{\left(\frac{\gamma_e}{\gamma_e - 1} \right)}$$

Análisis termodinámico

Configuración de un eje con fan delantero y flujo separado

Tobera del núcleo (*asumiendo $p_{05}=p_{06}$*)

$$\frac{p_{06}}{p^*} = \left[1 - \frac{1}{\eta_{n,\pi}} \frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} \right]^{-\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$



Si $p^* \geq p_0$ **Bloqueada**

$$p_9 = p^*$$

$$\frac{T_{06}}{T_9} = \left(\frac{\gamma + 1}{2} \right)$$

$$V_9 = \sqrt{\gamma R T_9}$$

Si $p^* < p_0$ NO bloqueada/**Adaptada**

$$p_9 = p_0$$

$$\frac{T_{06}}{T_9} = \left(\frac{p_{06}}{p_0} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}}$$

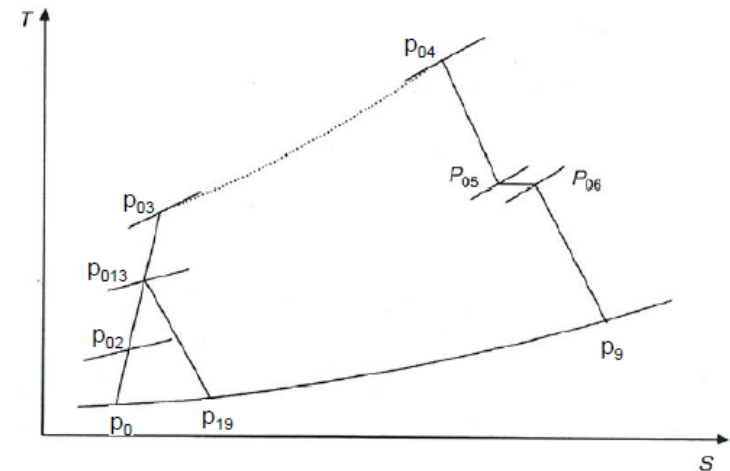
$$V_9 = \sqrt{2 C_{pe} (T_{06} - T_9)}$$

Análisis termodinámico

Configuración de un eje con fan delantero y flujo separado

Tobera del flujo secundario

$$\frac{p_{013}}{p^*} = \left[1 - \frac{1}{\eta_{n,\sigma}} \frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} \right]^{-\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$



Si $p^* \geq p_0$ **Bloqueada**

$$p_{19} = p^*$$

$$\frac{T_{013}}{T_{19}} = \left(\frac{\gamma + 1}{2} \right)$$

$$V_{19} = \sqrt{\gamma R T_{19}}$$

Si $p^* < p_0$ NO bloqueada/ **Adaptada**

$$p_{19} = p_0$$

$$\frac{T_{013}}{T_{19}} = \left(\frac{p_{013}}{p_0} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}}$$

$$V_{19} = \sqrt{2 C_{pc} (T_{013} - T_{19})}$$

Análisis termodinámico

Configuración de un eje con fan delantero y flujo separado

Cálculo de prestaciones

Empuje

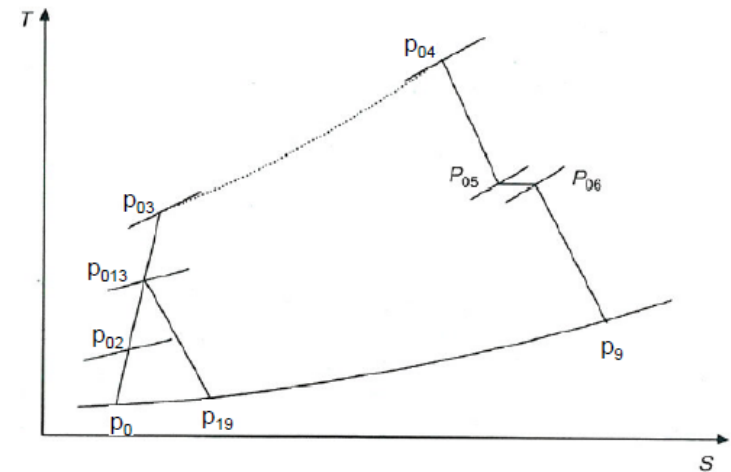
$$E = \dot{m}_{\pi}(1 + f)V_9 + \dot{m}_{\pi}\beta V_{19} - \dot{m}_{\pi}(1 + \beta)V_0 + A_9(p_9 - p_0) + A_{19}(p_{19} - p_0)$$

Empuje Especifico

$$\frac{E}{\dot{m}_a} = \frac{E}{\dot{m}_{\pi}(1 + \beta)} = \frac{1 + f}{1 + \beta} V_9 + \frac{\beta}{1 + \beta} V_{19} - V_0 + \frac{A_9(p_9 - p_0)}{\dot{m}_{\pi}(1 + \beta)} + \frac{A_{19}(p_{19} - p_0)}{\dot{m}_{\pi}(1 + \beta)}$$

Consumo específico

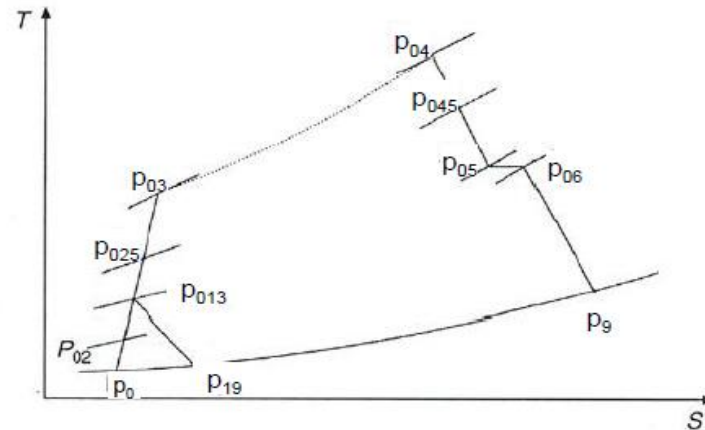
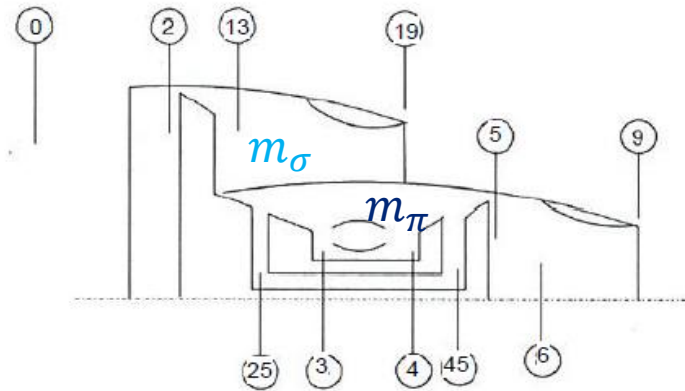
$$TSFC = \frac{\dot{m}_f}{E}$$



Análisis termodinámico

Configuración de dos ejes con fan delantero y flujo separado

Fan y compresor de baja presión (booster) conducidos por el mismo eje



Admisión/Difusor

Fan

$$\frac{p_{02}}{p_0} = \left(1 + \eta_d \frac{(\gamma - 1)}{2} M_0^2 \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

$$T_{02} = T_{00} = T_0 \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2 \right)$$

$$p_{013} = \pi_f p_{02}$$

$$T_{013} = T_{02} \left(1 + \frac{\pi_f^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\eta_f} \right)$$

Análisis termodinámico

Configuración de dos ejes con fan delantero y flujo separado

Fan y compresor de baja presión (booster) conducidos por el mismo eje

Compresor de baja presión (LPC)

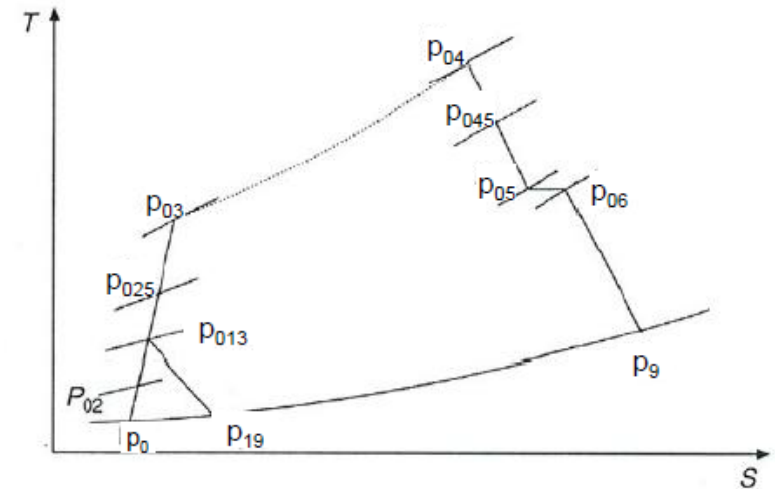
$$p_{025} = \pi_{LPC} p_{013}$$

$$T_{025} = T_{013} \left(1 + \frac{\pi_{LPC}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\eta_{LPC}} \right)$$

Compresor de alta presión (HPC)

$$p_{03} = \pi_{HPC} p_{025}$$

$$T_{03} = T_{025} \left(1 + \frac{\pi_{HPC}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\eta_{HPC}} \right)$$



Camara de combustion

$$p_{04} = p_{03} \left(1 - \frac{\Delta p_{cc}}{100} \right) = p_{03} \pi_{34}$$

$$(\dot{m}_{\pi} + \dot{m}_f) h_{04} = \dot{m}_{\pi} h_{03} + \eta_{cc} \dot{m}_f L$$

$$f = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_{\pi}} = \frac{C_{pe} T_{04} - C_{pc} T_{03}}{\eta_{cc} L - C_{pe} T_{04}}$$

Análisis termodinámico

Configuración de dos ejes con fan delantero y flujo separado

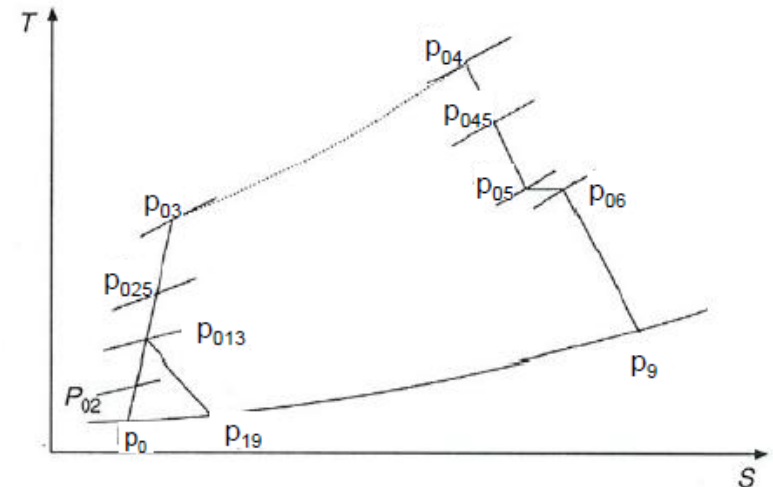
Fan y compresor de baja presión (booster) conducidos por el mismo eje

Turbina de alta presión (HPT)

$$\dot{m}_{\pi}(1+f)(h_{04} - h_{045}) = \dot{m}_{\pi}(h_{03} - h_{025})$$

$$T_{045s} = T_{04} - \frac{(T_{04} - T_{045})}{\eta_{HPT}}; P_{045} = P_{04} \left(\frac{T_{045s}}{T_{04}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

$$p_{045} = p_{04} \left[1 - \frac{1}{\eta_{HPT}} \left(1 - \frac{T_{045}}{T_{04}} \right) \right]^{\left(\frac{\gamma_e}{\gamma_e - 1} \right)}$$



Turbina de baja presión (LPT)

$$\dot{W}_{LPT} = \dot{W}_{LPC} + \dot{W}_{FAN}$$

$$\dot{m}_{\pi}(1+f)(h_{045} - h_{05}) = \dot{m}_{\pi}(h_{025} - h_{013}) + \dot{m}_{\pi}(1+\beta)(h_{013} - h_{02})$$

$$p_{05} = p_{045} \left[1 - \frac{1}{\eta_{LPT}} \left(1 - \frac{T_{05}}{T_{045}} \right) \right]^{\left(\frac{\gamma_e}{\gamma_e - 1} \right)}$$

Análisis termodinámico

Configuración de dos ejes con fan delantero y flujo separado

Fan y compresor de baja presión (booster) conducidos por el mismo eje

Tobera del primario (como monoeje)

Se supone $p_{06} = p_{05}$:

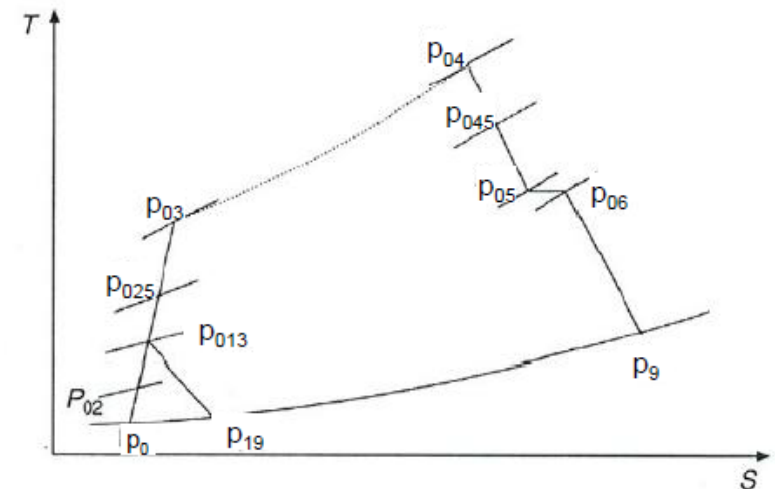
$$\frac{p_{06}}{p^*} = \left[1 - \frac{1}{\eta_{n,\pi}} \frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} \right]^{-\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$

Si $p^* \geq p_0 \Rightarrow$ **Bloqueada**

$$p_9 = p^*$$

$$\frac{T_{06}}{T_9} = \left(\frac{\gamma + 1}{2} \right)$$

$$V_9 = \sqrt{\gamma R T_9}$$



Si $p^* < p_0 \Rightarrow$ **Adaptada**

$$p_9 = p_0$$

$$\frac{T_{06}}{T_9} = \left(\frac{p_{06}}{p_0} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}}$$

$$V_9 = \sqrt{2C_{pe}(T_{06} - T_9)}$$

1. Motor turbofan

Análisis termodinámico

Configuración de dos ejes con fan delantero y flujo separado

Fan y compresor de baja presión (booster) conducidos por el mismo eje

Tobera del fan

Idéntico que en el monoeje

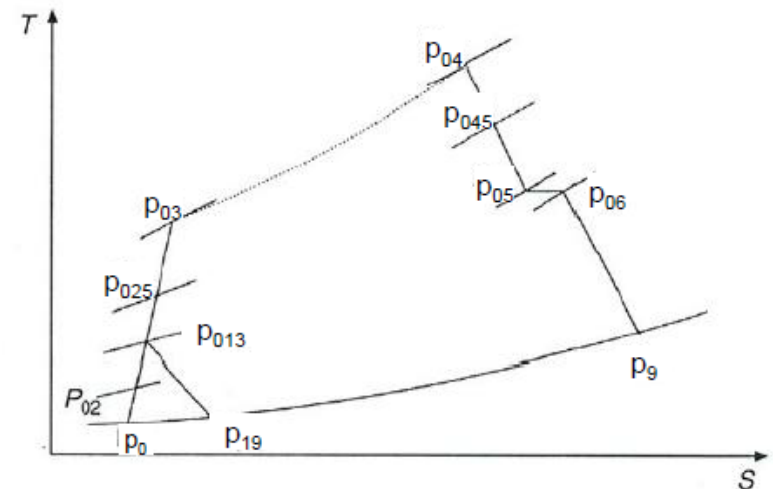
$$\frac{p_{013}}{p^*} = \left[1 - \frac{1}{\eta_{n,\sigma}} \frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} \right]^{-\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$

Si $p^* \geq p_0 \Rightarrow$ **Bloqueada**

$$p_{19} = p^*$$

$$\frac{T_{013}}{T_{19}} = \left(\frac{\gamma + 1}{2} \right)$$

$$V_{19} = \sqrt{\gamma R T_{19}}$$



Si $p^* < p_0 \Rightarrow$ **Adaptada**

$$p_{19} = p_0$$

$$\frac{T_{013}}{T_{19}} = \left(\frac{p_{013}}{p_0} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}}$$

$$V_{19} = \sqrt{2 C_{pc} (T_{013} - T_{19})}$$

Análisis termodinámico

Configuración de dos ejes con fan delantero y flujo separado, con [SANGRADO](#)

Si existiese un sangrado $b = \dot{m}_b / \dot{m}_\pi$ para refrigerar a la entrada del HPC se obtendrían las siguientes expresiones:

Dosado (b, tanto por uno de sangrado)

$$f = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_\pi} = \frac{(1 - b)(C_{pe}T_{04} - C_{pc}T_{03})}{\eta_{cc}L - C_{pe}T_{04}}$$

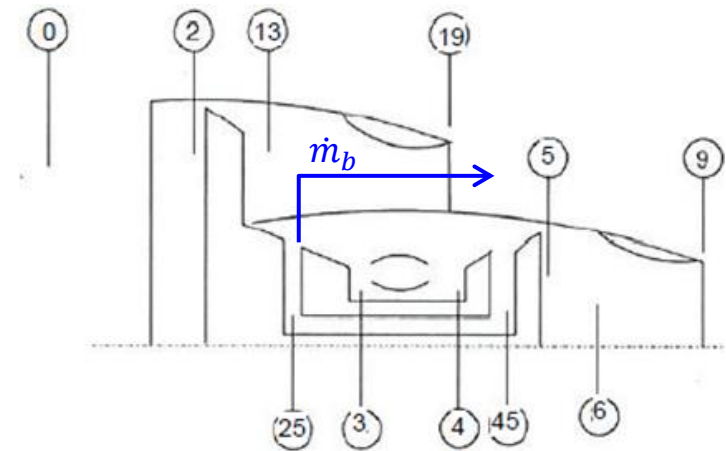
Balance de energía de la [HPT](#)

Estación 26: tras sangrado podrían cambiar las condiciones termodinámicas del flujo.

$$\eta_{m,H} \dot{m}_\pi (1 + f - b)(h_{04} - h_{045}) = \dot{m}_\pi (1 - b)(h_{03} - h_{026}) + \dot{m}_\pi (h_{026} - h_{025})$$

Balance de energía de la [LPT](#)

$$\eta_{m,L} \dot{m}_\pi (1 + f - b)(h_{045} - h_{05}) = \dot{m}_\pi (h_{025} - h_{013}) + \dot{m}_\pi (1 + \beta)(h_{013} - h_{02})$$



1. Motor turbofan

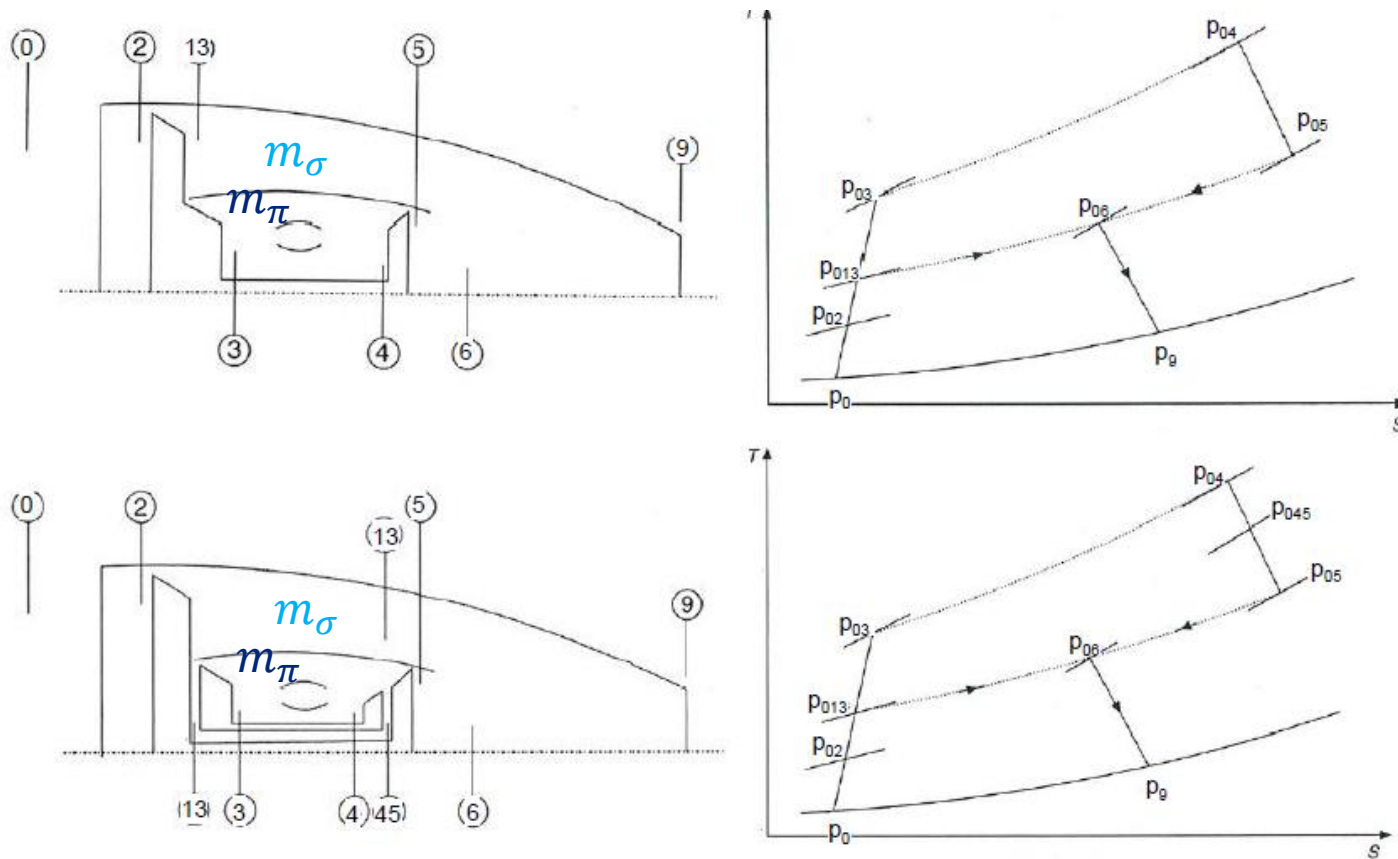
Análisis termodinámico

$$m_{\pi}(1 + f)C_{ph}T_{05} + m_{\beta}c_{pc}T_{013} = m_{\pi}(1 + f + \beta)c_{ph}T_{0mezcla}$$

Configuración de dos ejes con fan delantero y flujo mezclado

El análisis de las toberas es idéntico al caso anterior

En caso de sangrado para refrigeración en el HPC



Análisis termodinámico

Configuración de dos ejes con fan delantero y flujo mezclado

Balance de energía

Eje de alta presión (asumiendo $\eta_{mhp} < 1$)

$$\Delta h_{HPC} = \eta_{mhp} \Delta h_{HPT}$$

$$\eta_{m,H} \dot{m}_{\pi} (1 + f) (h_{04} - h_{045}) = \dot{m}_{\pi} (h_{03} - h_{025})$$

Eje de baja presión (asumiendo $\eta_{mlp} < 1$)

$$\Delta h_{fan} = \eta_{mlp} \Delta h_{LPT}$$

$$\eta_{m,L} \dot{m}_{\pi} (1 + f) (h_{045} - h_{05}) = \dot{m}_{\pi} (1 + \beta) (h_{013} - h_{02})$$

Proceso de mezclado (se asume que p_{13t} y p_{5t} son idénticas)

$$h_{013} + h_{05} = h_{06}$$

$$\dot{m}_{\pi} \beta h_{013} + \dot{m}_{\pi} (1 + f) h_{05} = \dot{m}_{\pi} (1 + f + \beta) h_{06}$$

$$C_{pm} = \frac{\beta C_{pc} + (1 + f) C_{pe}}{1 + f + \beta}$$

Análisis termodinámico

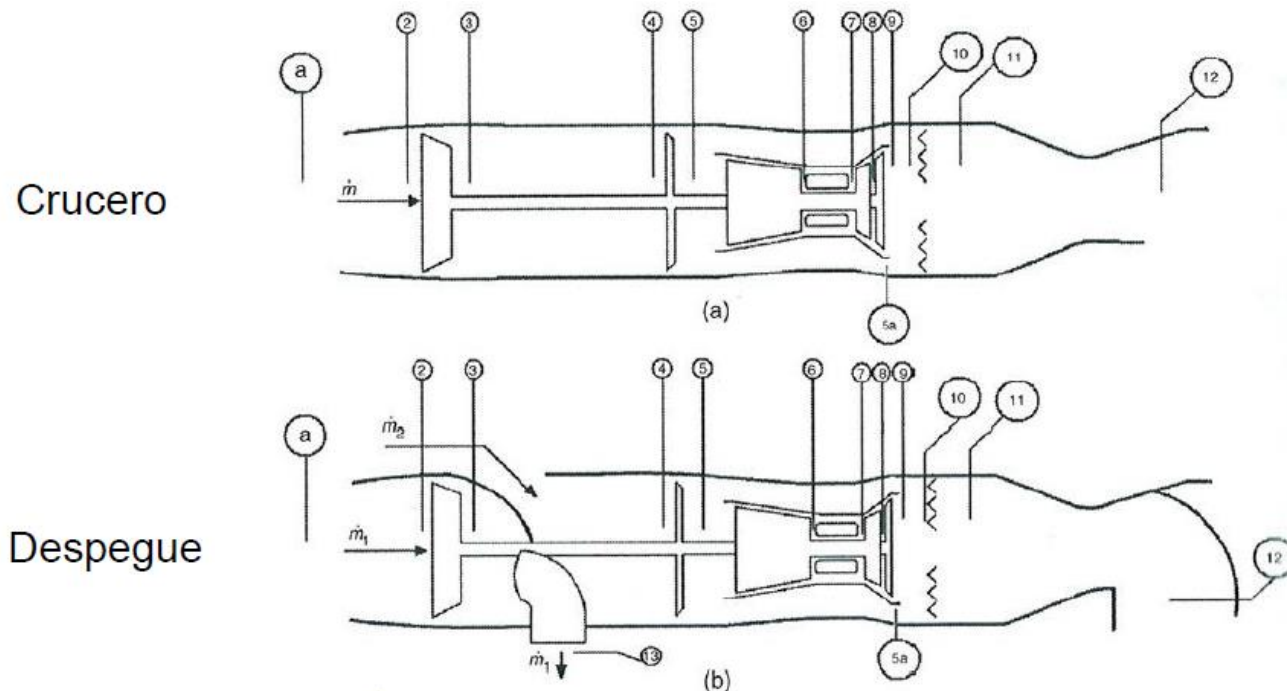
Otros ciclos

- Turbofan de flujo mezclado con post-combustión
Tras el proceso de mezclado, el flujo entra en la zona de post-combustión, donde se produce una pérdida de presión y un incremento de temperatura debido a la inyección y quemado del combustible inyectado
- Turbofan tri-eje
- Turbofan de dos ejes con fan trasero (flujo no mezclado)
La presión de parada de entrada al motor es diferente a la presión de parada de entrada al fan, pues se tienen dos entradas cuyos rendimientos pueden diferir
- Ciclos de despegue y aterrizaje vertical
RR Pegasus (Harrier): Turbofan convencional de flujo no mezclado con cuatro toberas que permiten vectorizar el empuje obtenido
Switch-in deflector system
Se trata de un concepto de turbofan de flujo mezclado
Consta de un tandem de fans. El primer fan es utilizado como director del flujo
Tobera con empuje direccional (F-22, F-35)

Análisis termodinámico

Otros ciclos

- Ciclos de despegue y aterrizaje vertical
- Switch-in deflector system



Se obtiene del primer fan propulsión con \dot{m}_1 .

El turbofan da empuje, mueve el fan 1 y propulsa con \dot{m}_2 .

Análisis termodinámico

Otros ciclos

- Ciclos de despegue y aterrizaje vertical
Switch-in deflector system



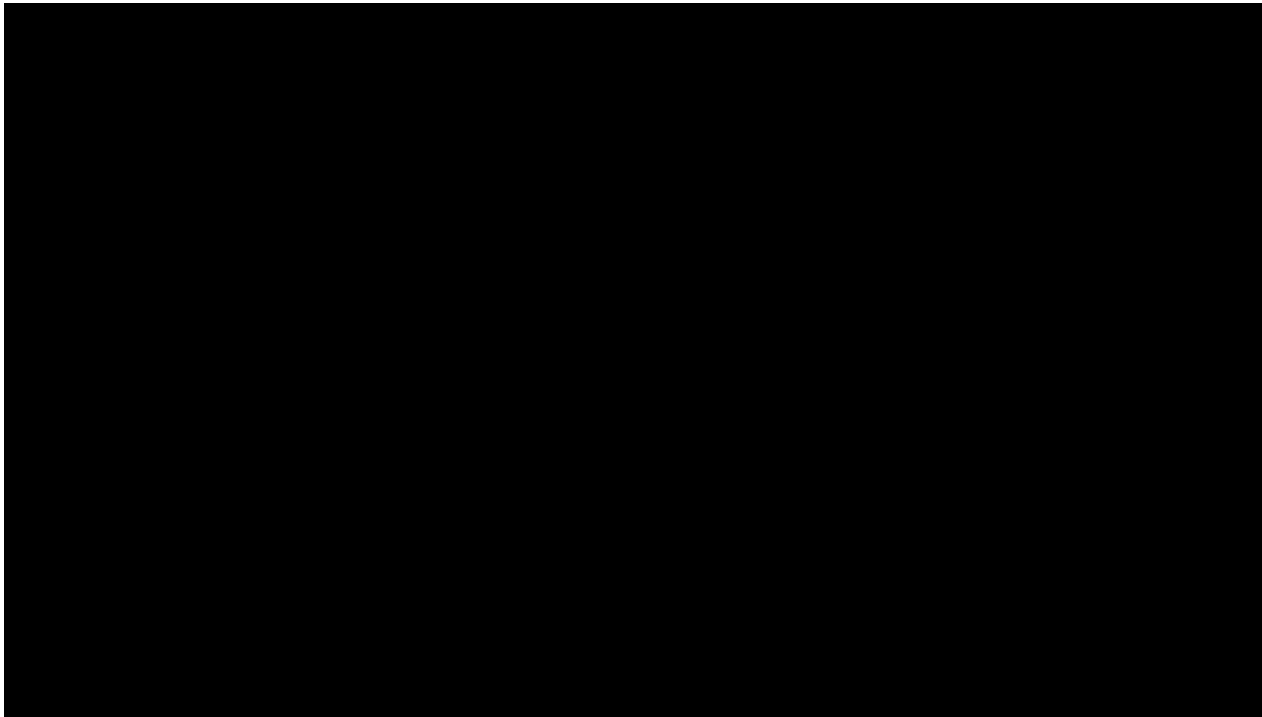
Se obtiene del primer fan propulsión con \dot{m}_1 .

El turbofan da empuje, mueve el fan 1 y propulsa con \dot{m}_2 .

Análisis termodinámico

Otros ciclos

- Ciclos de despegue y aterrizaje vertical
Fan adicional



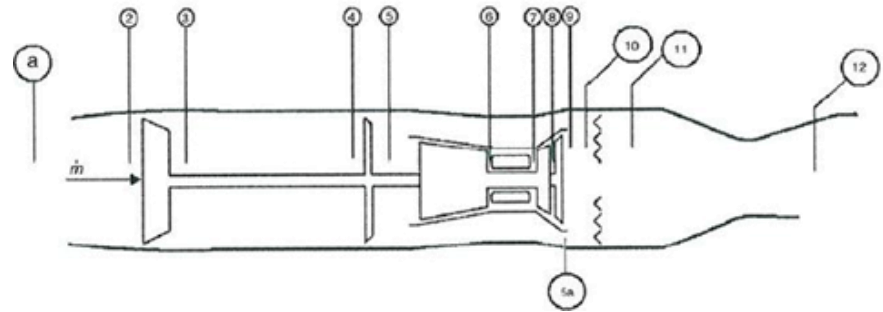
Se obtiene empuje con la tobera primaria deflectada

Se obtiene empuje con el fan adicional

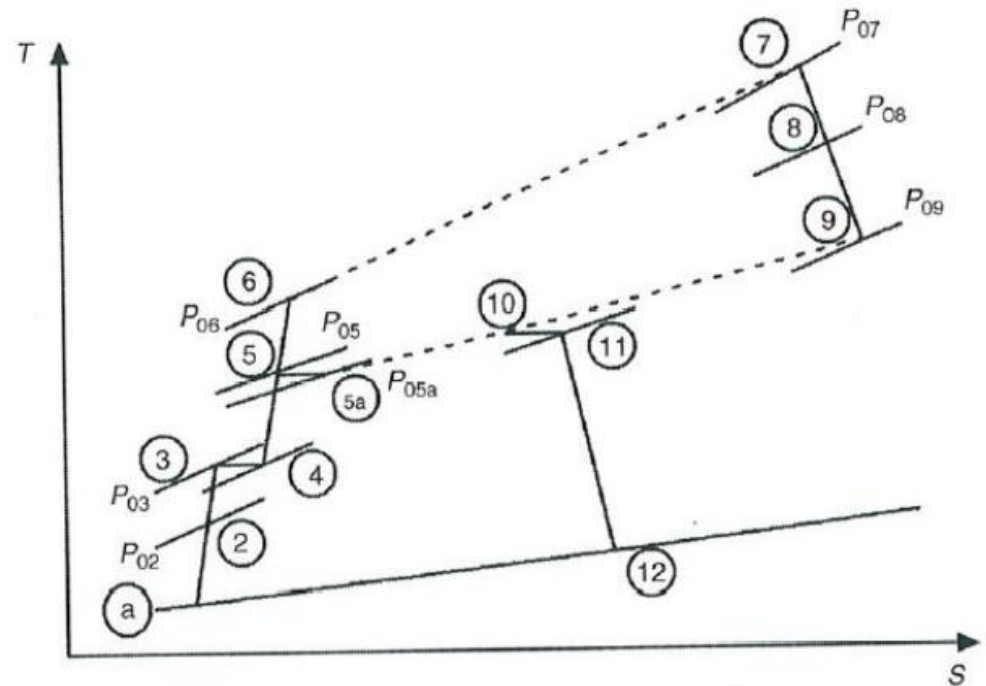
Análisis termodinámico

Otros ciclos

- Ciclos de despegue y aterrizaje vertical
 Switch-in deflector system,
 Diagrama T-S durante crucero



- Las etapas 4 a 9 del ciclo, se calculan igual que un turbofan normal de flujo mezclado.
- En el eje de baja hay que incluir el primer fan y tener en cuenta la pérdida de presión entre 3 y 4.
- Las etapas 10 a 12 se calculan como en un postcombustor de un turborreactor.



Contenidos

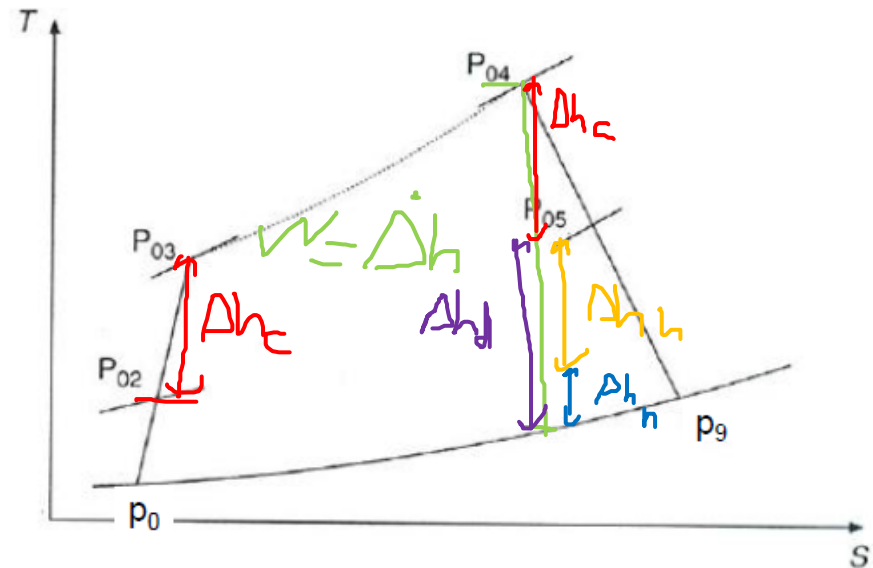
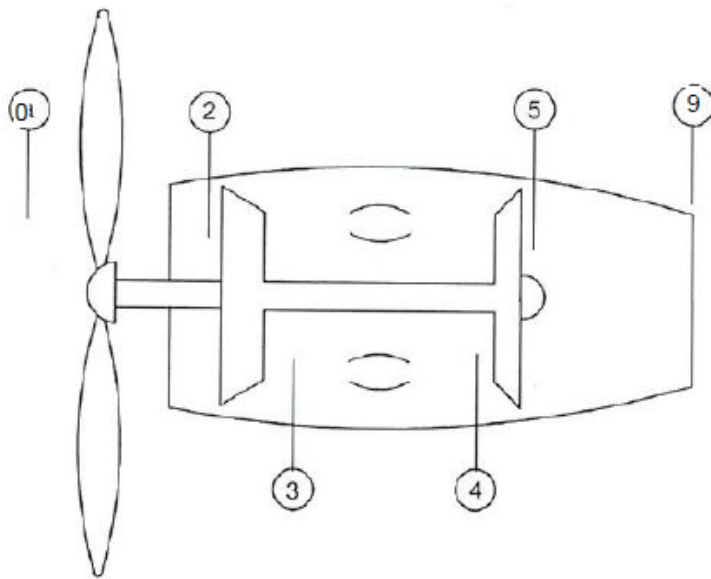
1. Motor turbofan
2. Motor turbohélice
3. Motor turbohélice/turbofan con caja de cambios



Análisis termodinámico

1 eje

Esquema motor y diagrama TS



$$\eta_p \sim V_{g1} \eta_p$$

Análisis termodinámico

Configuración de un eje con propulsor delantero y flujo separado

Admisión/Difusor

$$\frac{p_{02}}{p_0} = \left(1 + \eta_d \frac{\gamma_c - 1}{2} M_0^2 \right)^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c}}$$

Compresor

$$T_{02} = T_{00} = T_0 \left(1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} M_0^2 \right)$$

$$p_{03} = \pi_c p_{02}$$

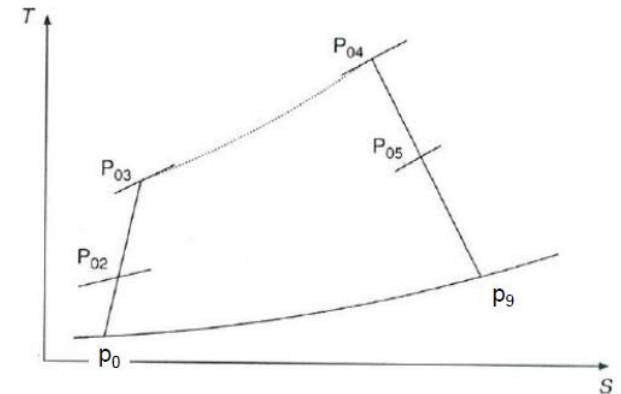
$$T_{03} = T_{02} \left(1 + \frac{\frac{\gamma_c - 1}{\pi_c^{\gamma_c}} - 1}{\eta_c} \right)$$

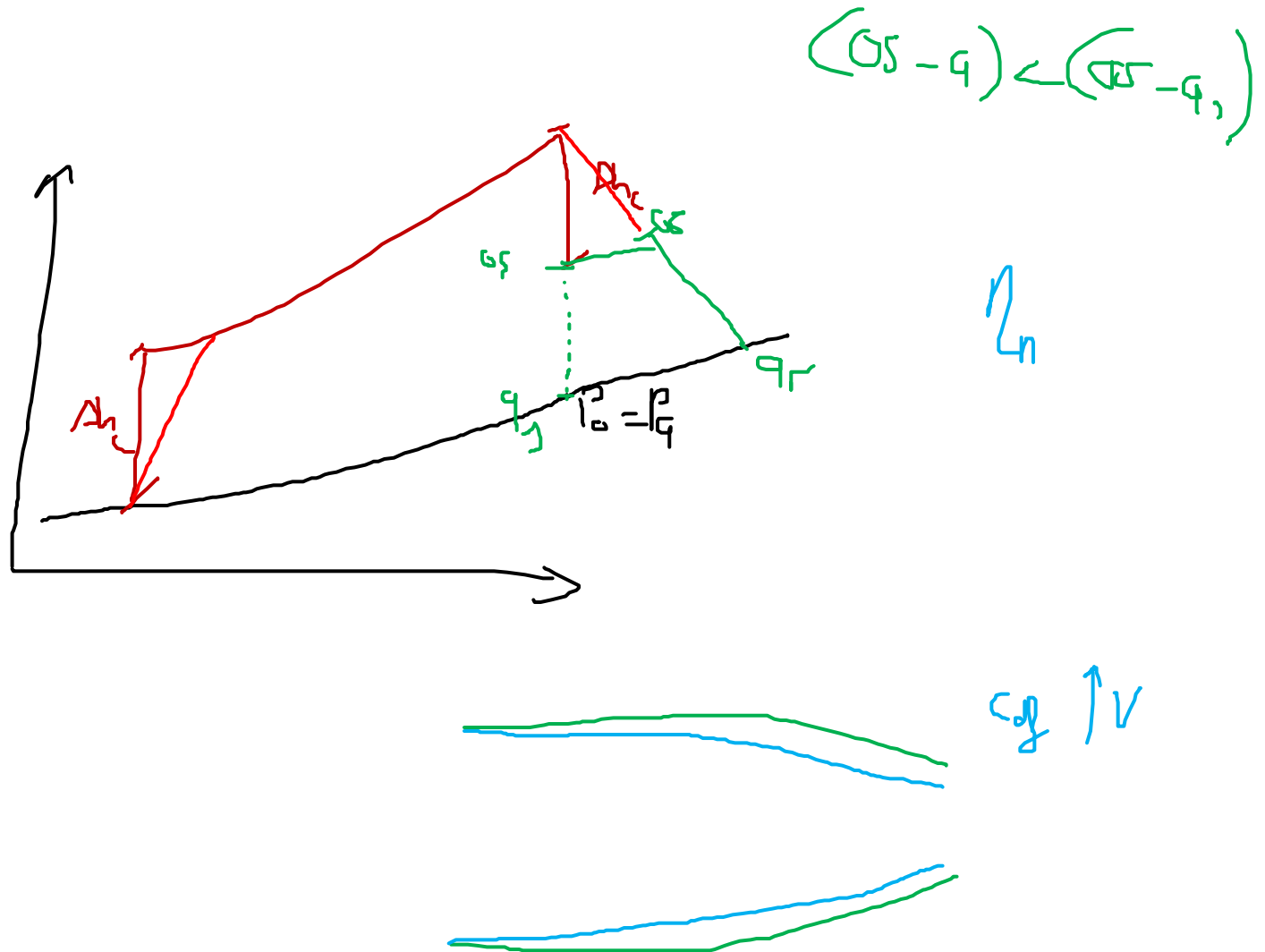
Cámara de combustión

$$p_{04} = p_{03} \left(1 - \frac{\Delta p_{cc}}{100} \right) = p_{03} \pi_{34}$$

$$(\dot{m}_\pi + \dot{m}_f) h_{4t} = \dot{m}_\pi h_{3t} + \eta_{cc} \dot{m}_f L$$

$$f = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_a} = \frac{C_{pe} T_{04} - C_{pc} T_{03}}{\eta_{cc} L - C_{pe} T_{04}}$$





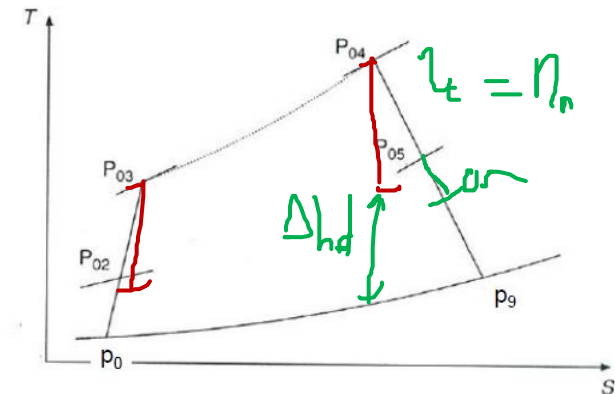
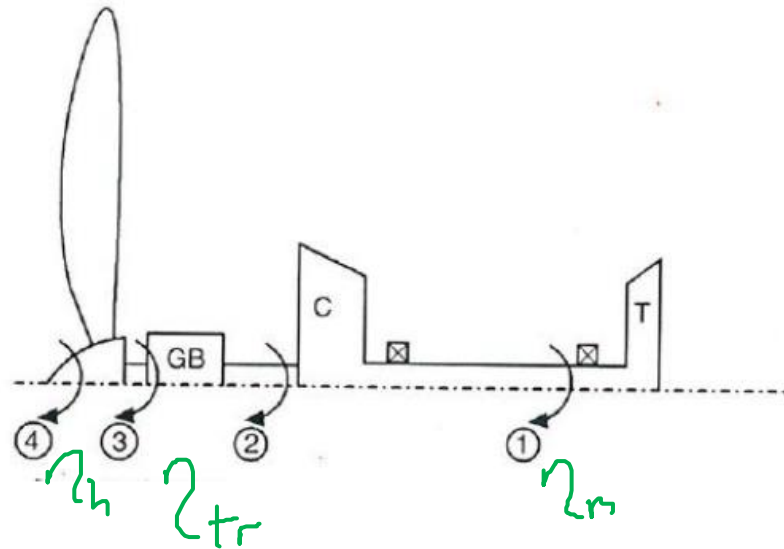
Análisis termodinámico

Configuración de un eje con propulsor delantero y flujo separado

Turbina – Tobera

Es posible demostrar que existe una expansión óptima en la turbina que maximiza el empuje para una velocidad de vuelo dada: ¿cuánta potencia suministramos a la hélice? ¿Cuánta potencia desarrollar en la tobera?

Es necesario conocer la transmisión de potencia hasta la hélice



V_9 / V_0 shock

η_t

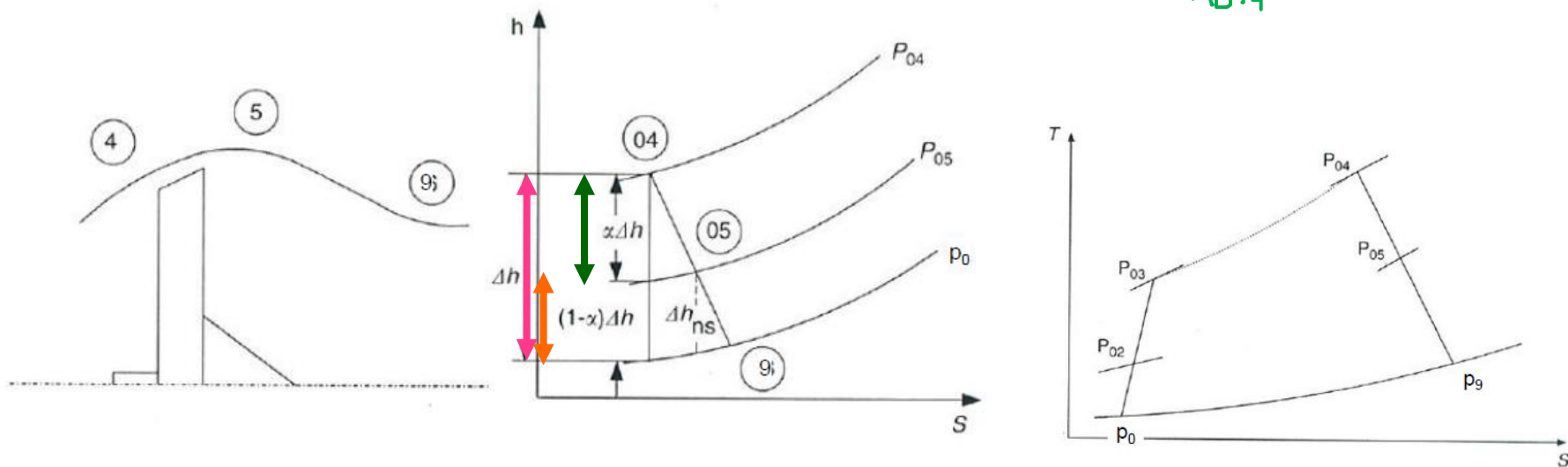
2. Motor turbohélice/turboprop

Análisis termodinámico

Configuración de un eje con propulsor delantero y flujo separado

Turbina – Tobera

$$\eta_t = \frac{\Delta h_{\text{real}}}{\Delta h_{\text{id}}} \quad \text{Handwritten}$$



$$\Delta h = h_{04} \left[1 - \left(\frac{p_9}{p_{04}} \right)^{\frac{\gamma_e - 1}{\gamma_e}} \right] \Rightarrow \frac{V_9^2}{2} \approx \eta_n (1 - \alpha) \Delta h \Rightarrow V_9 \approx \sqrt{\eta_n (1 - \alpha) \Delta h}$$

$$\Delta h_{\text{propeller}} = \eta_T \alpha \Delta h$$

Análisis termodinámico

Configuración de un eje con propulsor delantero y flujo separado

Turbina – Tobera

Expresión para calcular el empuje generado por la hélice a partir de la potencia suministrada a la misma a través del eje

Añadiendo este empuje al obtenido por los gases de escape se obtiene el empuje total en función de α .

Derivando respecto de α podremos obtener el valor óptimo de este parámetro

Empuje generado por la hélice

$$E_h = \frac{\eta_{tr}\eta_h m_a}{V_0} \left((1 + f - b)\eta_{mT}\Delta h_h - \frac{\Delta h_c}{\eta_{mc}} \right)$$

$$\Delta h_{propeller} = \Delta h_h = \eta_T \alpha \Delta h$$

$\eta_t \equiv$ Rendimiento turbina
 $\Delta h \equiv$ Salto entálpico disponible

Análisis termodinámico

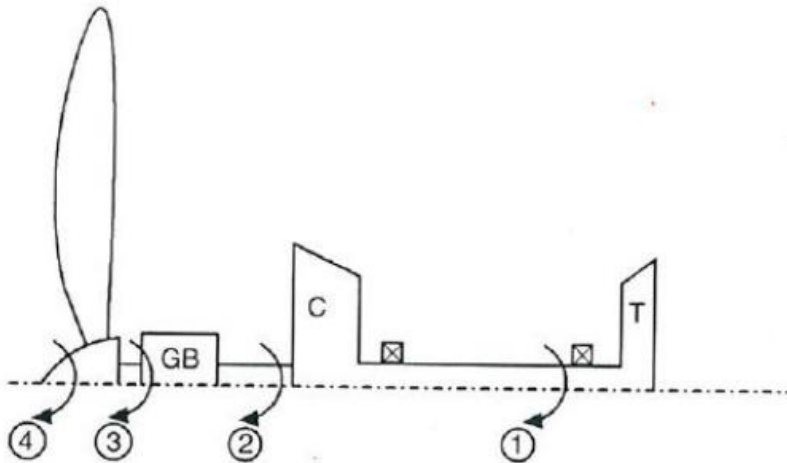
Configuración de un eje con propulsor delantero y flujo separado

Turbina – Tobera

La turbina mueve la hélice que propulsa al avión que se complementa con el empuje de los gases de escape que salen por la tobera.

Existe una expansión óptima en la turbina que maximiza el empuje para una velocidad de vuelo dada.

Es necesario, por tanto, conocer la transmisión de potencia hasta la hélice y la distribución de la cantidad de potencia suministrada a la hélice y desarrollada por la tobera:



En 1:

$$\eta_{mT} \dot{W}_T \quad \dot{m}_g \Delta h = \dot{W}$$

En 2:

$$\eta_{mT} \dot{W}_T - \dot{W}_C$$

En 3:

$$\eta_{tr} (\eta_{mT} \dot{W}_T - \dot{W}_C)$$

En 4:

$$\eta_h \eta_{tr} (\eta_{mT} \dot{W}_T - \dot{W}_C)$$

Análisis termodinámico

Configuración de un eje con propulsor delantero y flujo separado

Turbina – Tobera

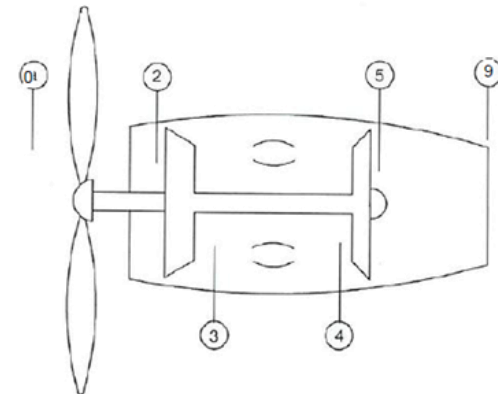
Empuje generado por la hélice a partir de la potencia suministrada a través del eje:

$$E_h = \frac{\eta_{tr}\eta_h}{V_0} \dot{m}_a \left[(1 + f - b)\eta_{mT}\Delta h_h - \left(\frac{\Delta h_c}{\eta_{mC}} \right) \right]$$

Añadiendo este empuje al obtenido por los gases de escape se obtiene el empuje total en función de α .

Derivando respecto de α podremos obtener el valor óptimo de este parámetro

η_{mT}	\equiv	Rendimiento mecánico turbina
η_{mC}	\equiv	Rendimiento mecánico compresor
η_{tr}	\equiv	Rendimiento de transmisión potencia
η_h	\equiv	Rendimiento hélice



Análisis termodinámico

Configuración de un eje con propulsor delantero y flujo separado

Turbina – Tobera

Empuje generado por la expansión de los gases en la tobera

$$E_n = \dot{m}_a [(1 + f - b)V_9 - V_0] + A_9(p_9 - p_0)$$

Empuje total

$$E = E_h + E_n$$

$$\frac{E}{\dot{m}_a} = \underbrace{\frac{\eta_{tr}\eta_h}{V_0} \left[(1 + f - b)\eta_{mT}\eta_T\alpha\Delta h - \left(\frac{\Delta h_c}{\eta_{mC}} \right) \right]}_{E_h} + \underbrace{\left[(1 + f - b)\sqrt{2\eta_n(1 - \alpha)\Delta h} - V_0 \right]}_{E_n}$$

Optimizando frente a α ($\frac{\partial}{\partial \alpha} = 0$):

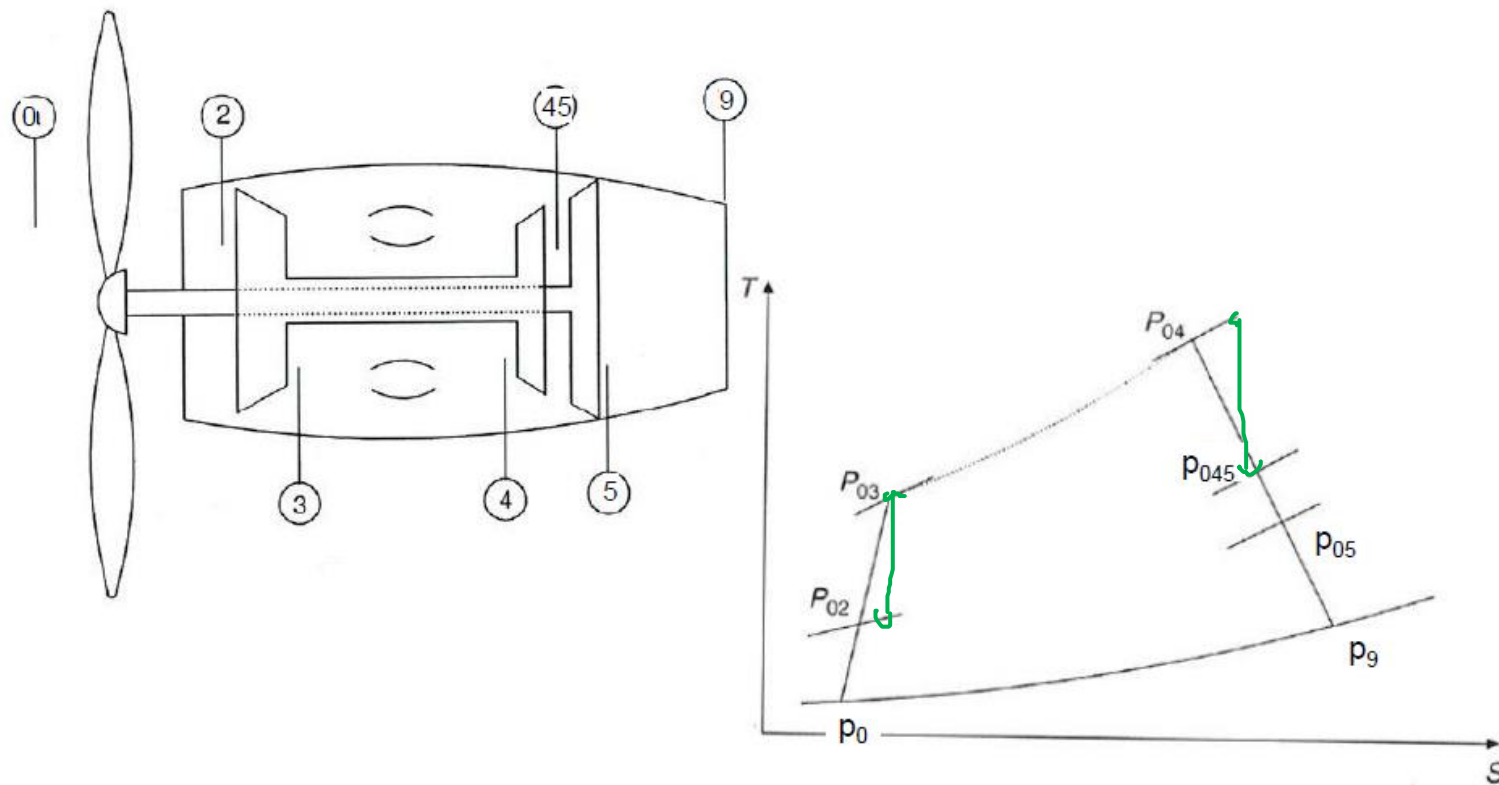
$$\alpha_{opt} = 1 - \frac{V_0^2}{2\Delta h} \left(\frac{\eta_n}{\eta_h^2 \eta_{tr}^2 \eta_{mT}^2 \eta_T^2} \right) \quad V_9 = V_0 \left(\frac{\eta_n}{\eta_h \eta_{tr} \eta_{mT} \eta_T} \right)$$

Las condiciones de salida de la turbina se obtienen fácilmente a partir del valor de Δh y α

Análisis termodinámico

2 ejes

Esquema motor y diagrama T-S



Análisis termodinámico

2 ejes

Admisión, compresor y cámara de combustión, idénticas al caso de un único eje.

Turbina de alta (turbina del núcleo o turbina del generador de gas)

$$\left. \begin{aligned} \eta_{mT} \Delta h_T (1 + f - b) &= \frac{\Delta h_C}{\eta_{mC}} \\ \Delta h_T &= C_{pe} (T_{04} - T_{045}) \end{aligned} \right\} \Rightarrow T_{045} = T_{04} - \frac{C_{pc} (T_{03} - T_{02})}{C_{pe} \eta_{mC} \eta_{mT} (1 + f - b)}$$

Luego, despejando

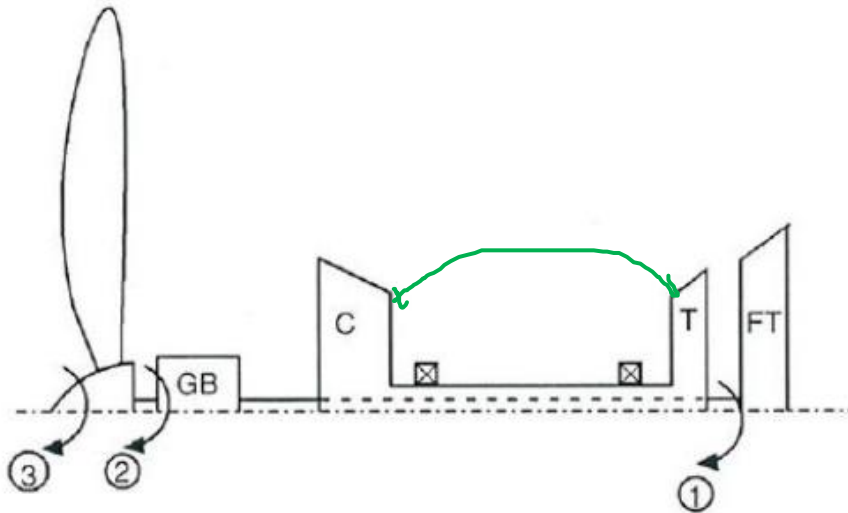
Y de la eficiencia isentrópica

$$p_{045} = p_{04} \left[1 - \frac{T_{04} - T_{045}}{\eta_T T_{04}} \right]^{\frac{\gamma_e}{\gamma_e - 1}}$$

Análisis termodinámico

2 ejes

Turbina libre (mueve a la hélice)



$$\Delta h = h_{045} \left[1 - \left(\frac{p_9}{p_{045}} \right)^{\frac{\gamma_e - 1}{\gamma_e}} \right]$$

$$\Delta h_{tl} = \eta_{tl} \alpha \Delta h$$

En 1:

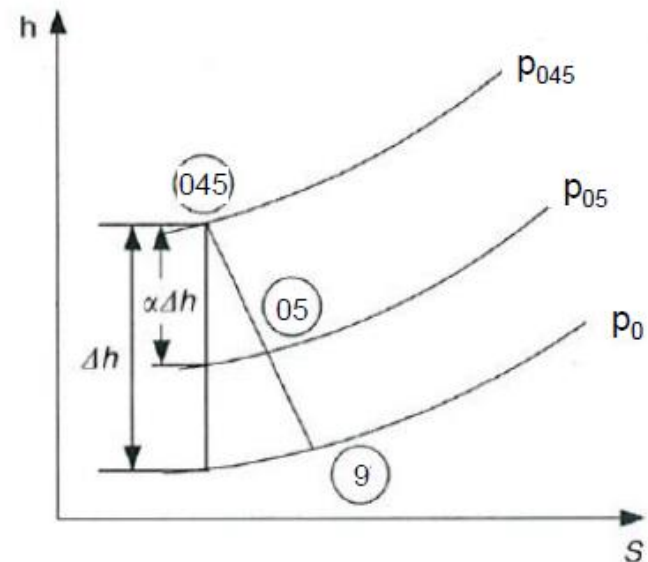
$$\eta_{mtl} \dot{W}_{tl}$$

En 2:

$$\eta_{tr} (\eta_{mtl} \dot{W}_{tl})$$

En 3:

$$\eta_h \eta_{tr} (\eta_{mtl} \dot{W}_{tl})$$



2. Motor turbohélice/turboprop

Análisis termodinámico

2 ejes

Turbina libre (mueve a la hélice).

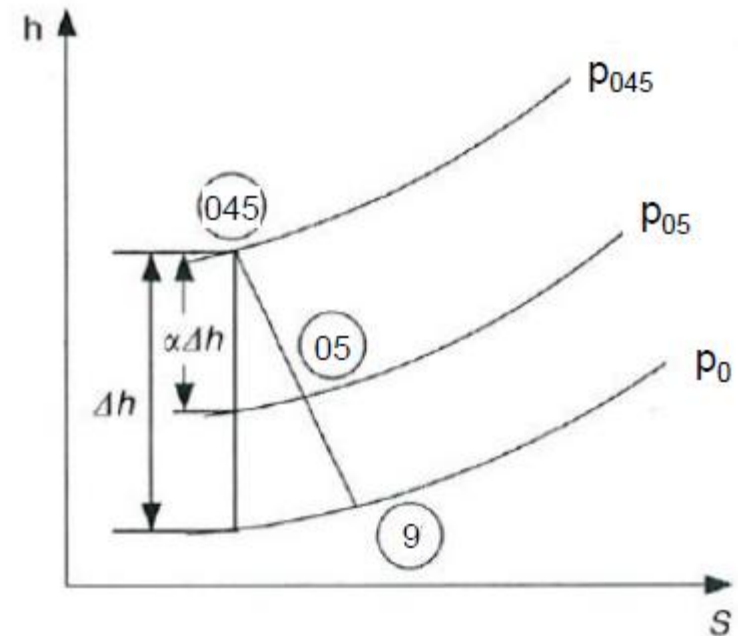
$$\Delta h_{tl} = \eta_{tl} \alpha \Delta h$$

Empuje en la hélice

$$E_h = \frac{\eta_{tr} \eta_h}{V_0} \dot{m}_a (1 + f - b) \eta_{mtl} \eta_{tl} \alpha \Delta h$$

Empuje en la tobera

$$E_n = \dot{m}_a [(1 + f - b) V_9 - V_0]$$



2. Motor turbohélice/turboprop

Análisis termodinámico

2 ejes

Empuje total

$$E = E_h + E_n$$

$$P_{04r}, T_{04r}$$

$$\Delta h_s = T_{04r} - T_{a_s}$$

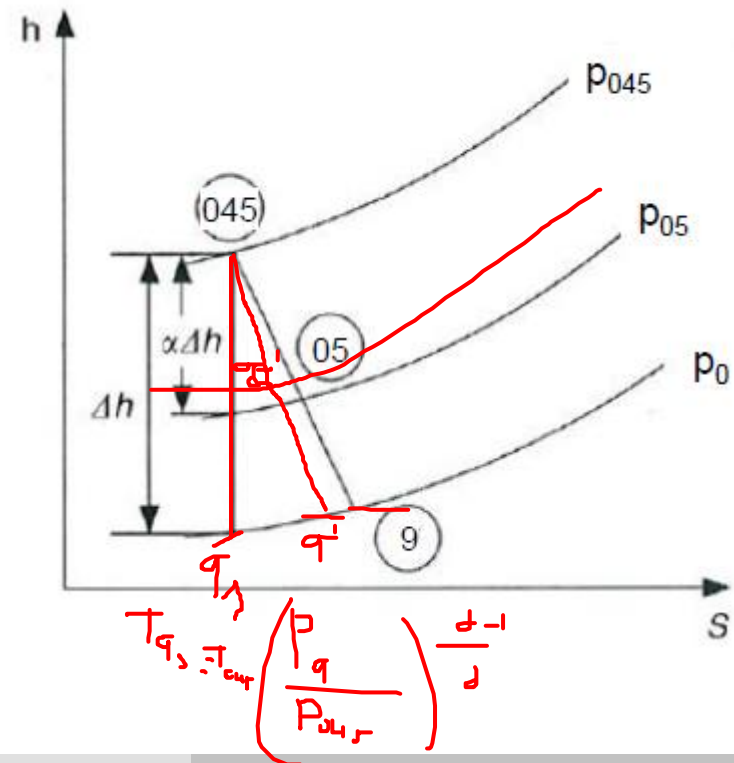
$$\frac{E}{\dot{m}_a} = \frac{\eta_{tr}\eta_h}{V_0} [(1 + f - b)\eta_{mT}\eta_T\alpha\Delta h] + [(1 + f - b)\sqrt{2\eta_n(1 - \alpha)\Delta h} - V_0]$$

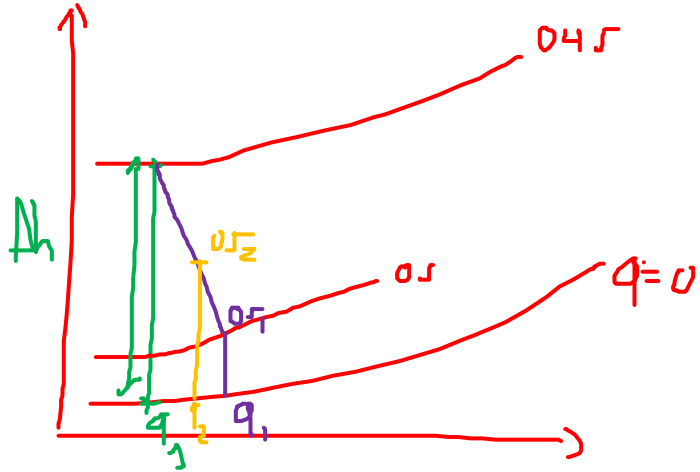
Optimizando frente a α ($\frac{\partial}{\partial \alpha} = 0$):

$$\alpha_{opt} = 1 - \frac{V_0^2}{2\Delta h} \left(\frac{\eta_n}{\eta_h^2 \eta_{tr}^2 \eta_{mtl}^2 \eta_T^2} \right)$$

$$V_9 = V_0 \left(\frac{\eta_n}{\eta_h \eta_{tr} \eta_{mtl} \eta_T} \right)$$

Las condiciones de salida de la turbina libre se obtienen fácilmente a partir del valor de Δh y α





$$\Delta h_1 = \frac{T_{04r} - T_{0r}}{\gamma - 1}$$

$$T_{0r} = T_{04r} \left(\frac{p_0}{p_{04r}} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}}$$

Cálculo Prestaciones

Condiciones estáticas

Cálculo de la **potencia total equivalente** (kW o CV)

$$\dot{W}_{eq} = \dot{W}_{eye} + \frac{E_n}{8.5}$$

Condiciones de vuelo

$$\dot{W}_{eq} = \dot{W}_{eye} + \frac{E_n V_0}{\eta_h} \quad \eta_h \approx 0.8$$

Potencia útil (potencia a la aeronave)

$$\dot{W}_u = \eta_h \dot{W}_{eye} + E_n V_0 = \eta_h \dot{W}_{eq}$$

La **potencia del eje** se refiere a la potencia disponible después de la transmisión (tr)

$$\dot{W}_{eye} = \eta_{tr} \eta_{mtl} \dot{W}_{tl}$$

Prestaciones

Rendimiento propulsivo

Definición 1 (no se ha considerado sangrado)

$$\eta_P = \frac{\text{Potencia a la aeronave}}{\text{Potencia del eje} + E_{cin} \text{añadida al flujo}} = \frac{\eta_h \dot{W}_{eje} + E_n V_0}{\dot{W}_{eje} + \frac{1}{2} [(\dot{m}_a + \dot{m}_f) V_9^2 - \dot{m}_a V_0^2]}$$

Rendimiento térmico/mecánico del motor

$$\eta_{th} = \frac{\text{Potencia del eje} + E_{cin} \text{añadida al flujo}}{\text{Potencia calorífica del combustible}} = \frac{\dot{W}_{eje} + \frac{1}{2} [(\dot{m}_a + \dot{m}_f) V_9^2 - \dot{m}_a V_0^2]}{\dot{m}_f L}$$

Rendimiento global

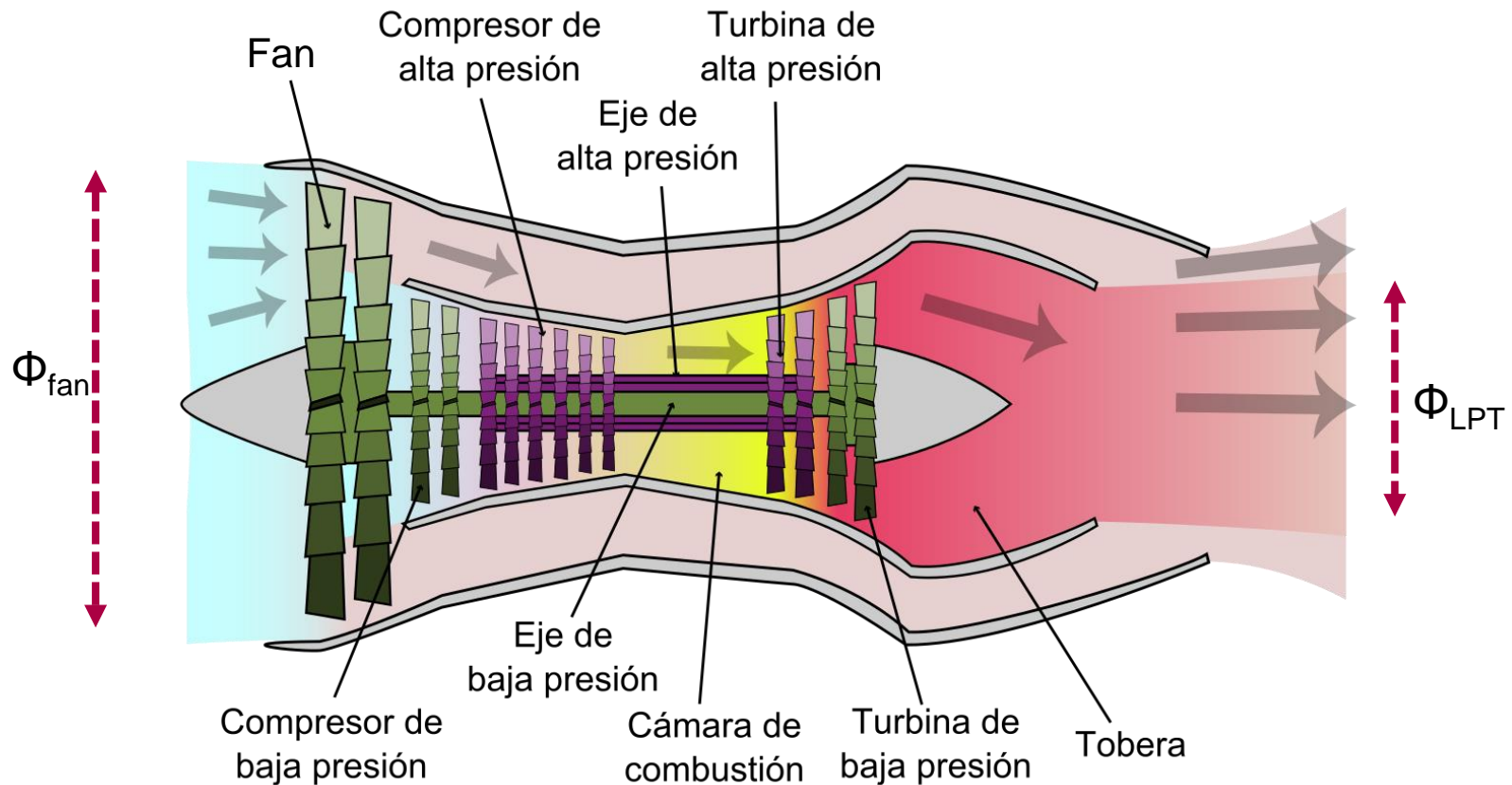
$$\eta_O = \eta_{MP} = \eta_{th} \eta_P = \frac{\eta_h \dot{W}_{eje} + E_n V_0}{\dot{m}_f L}$$

Contenidos

1. Motor turbofan
2. Motor turbohélice
3. Motor turbohélice/turbofan con caja de cambios



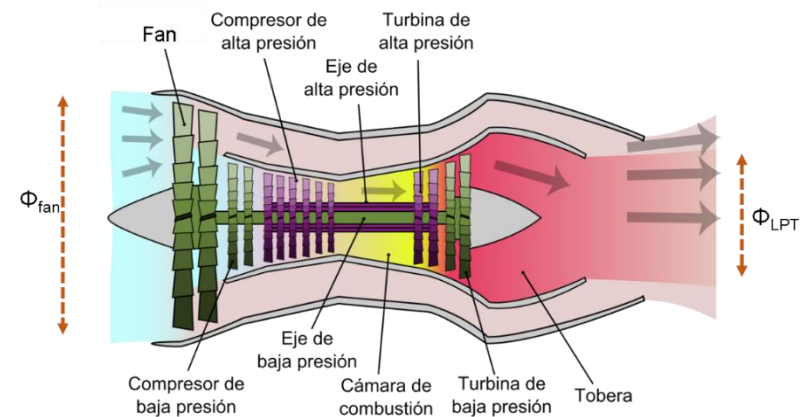
Turboprop/Turbohelice y la necesidad de una caja de cambios



Turboprop/Turbohelice y la necesidad de una caja de cambios

Para motores de elevado bypass o grandes propulsores

$\Phi_{fan} \gg \Phi_{LPT}$ El diámetro de la turbina de baja es muy inferior al diámetro del fan o de la hélice de propulsor



Si ambos discos giran a igualdad de revoluciones para evitar velocidades supersónicas en la punta del fan o del propulsor el eje debe girar a bajas revoluciones

Sin embargo a bajas revoluciones la eficiencia de la turbina es muy inferior.

Por tanto para operar la turbina eficientemente, el régimen de giro de fan/propeler y turbina deben ser distintos

$rpm_{LPT} \gg rpm_{fan}$

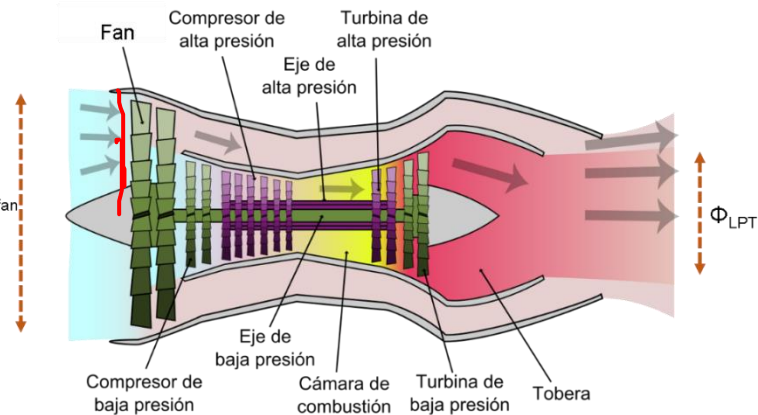
Turboprop/Turbohelice y la necesidad de una caja de cambios

Para motores de elevado bypass o grandes propulsores

$\Phi_{fan} \gg \Phi_{LPT}$ El diámetro de la turbina de baja es muy inferior al diámetro del fan o de la hélice de propulsor

$$p_m \propto \frac{1}{r_c} \propto \frac{1}{r_c} \propto \frac{1}{r_c}$$

$$\frac{\dot{m}}{\pi r_c^2} \propto \frac{1}{r_c^2}$$



Sin caja de cambios:

$N_{LPT}(r.p.m.) = N_{fan/h}(r.p.m.) \Rightarrow$ Bajas velocidades para evitar velocidades supersónicas en punta de álabe \Rightarrow Baja mucho el rendimiento del LPT.

Para evitar ambos problemas entonces:

$$N_{LPT} \neq N_{fan/h} \Rightarrow N_{LPT} \gg N_{fan/h}$$

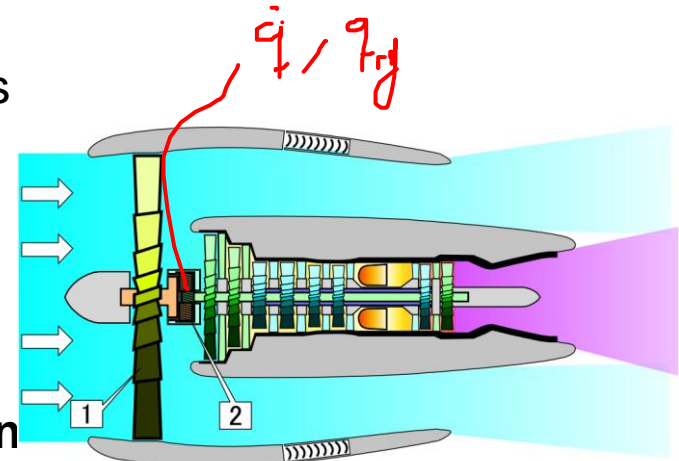
Turboprop/Turbohelice y la necesidad de una caja de cambios

Para motores de elevado bypass o grandes propulsores

Para que ambos discos giren a distintas revoluciones se ha de instalar una caja de cambios que reduzca las revoluciones para el fan

Dicha caja de cambios

- Debe tener **altas relaciones de reduccion**
- **Mínimas pérdidas mecánicas** $\eta_{t.b}$
- Debería tener **peso reducido**
- Mayor **complejidad** del motor y aumento del peso del motor en vacío
- Debido a las pérdidas por fricción es un componente que **requiere** de **refrigeración continua**, lo cual complica mas el diseño y aumenta el peso del motor instalado



$$W_t = 1 \text{ MW}$$

$$\eta_{tr/gb} = 99\%$$

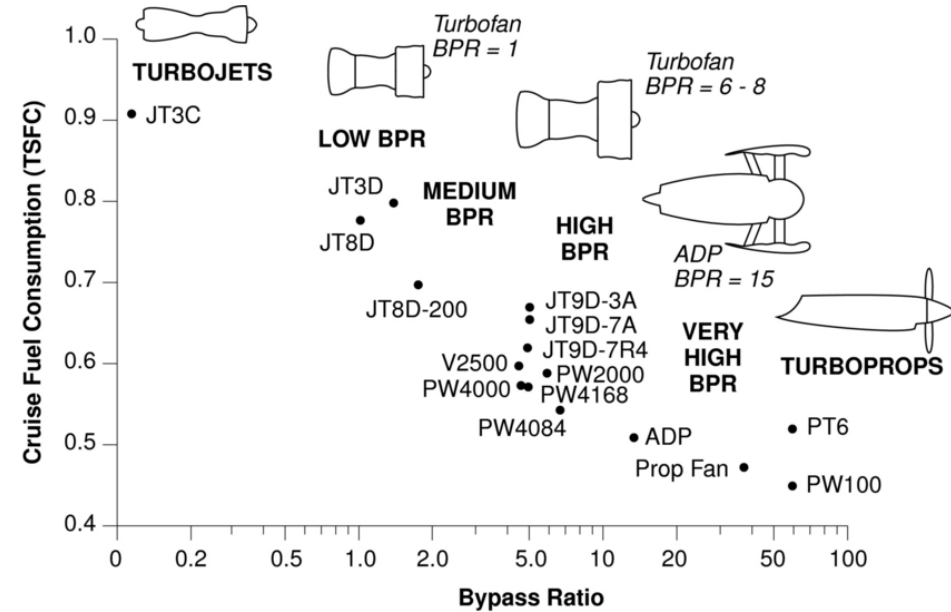
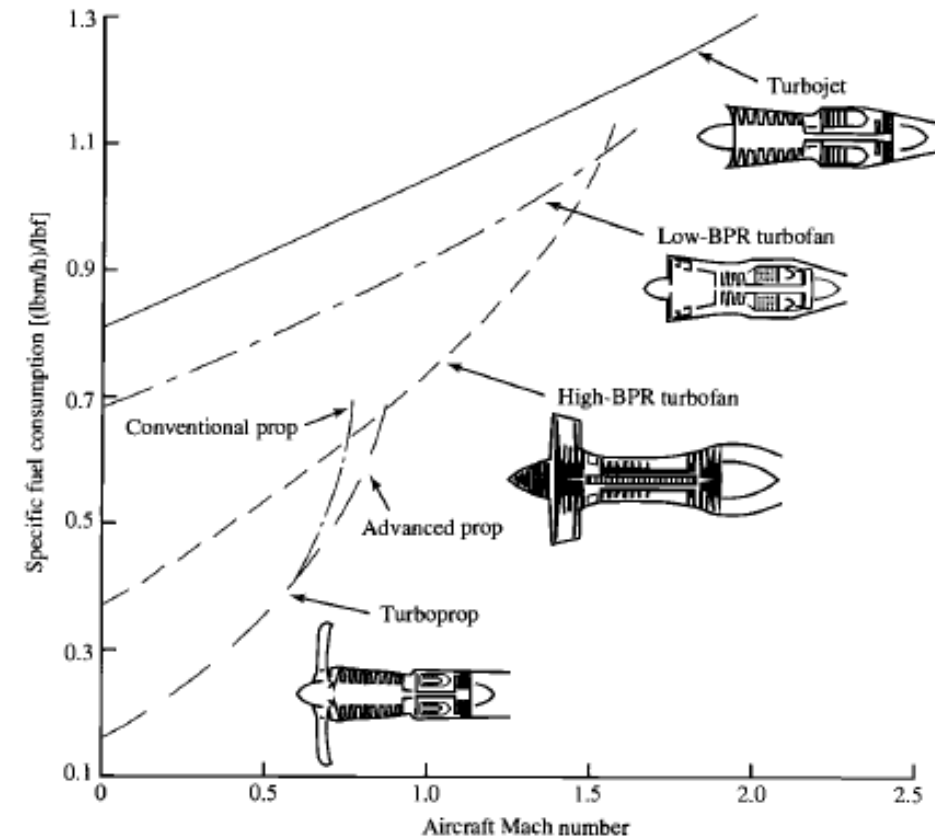
$$W_h = 0.99 \text{ MW}$$

$$p\acute{e}r\acute{d}idas = 0.01 \text{ MW}$$

Comparativa de motores

Turbojet	Turbofan	Turboprop
Bajo empuje a baja V_0	Elevado empuje incluso a baja velocidad de vuelo	Elevada eficiencia propulsiva a baja velocidad
Elevado TSFC	Menor consumo específico (TSFC) que el motor turbojet	Mayor complejidad mecánica y estructural que los motores turbojet y turbofan (Mayor peso)
Reducido peso específico	Baja nivel de ruido comparado con el motor turbojet	Bajo consumo específico a bajas velocidades de vuelo
Reducida area frontal (bajo drag)	Baja eficiencia propulsiva a muy alta velocidad. Generalmente mejores prestaciones en el rango de velocidades subsónico y transónico	Los motores de más elevado nivel de ruido

Comparativa de motores



Contenidos

1. Motor turbofan
2. Motor turbohélice
3. Motor turbohélice/turbofan con caja de cambios



- “Elements of propulsion, gas turbine and rockets” Jack D. Mattingly, Tema 4, 7, 8
- "Gas turbine theory". Cohen, Rogers & Saravanamuttoo. Prentice Hall. Tema 3, 8, 9
- “Aircraft Propulsion”, Saeed Farokhi, Wiley, Tema 4, 6, 10