

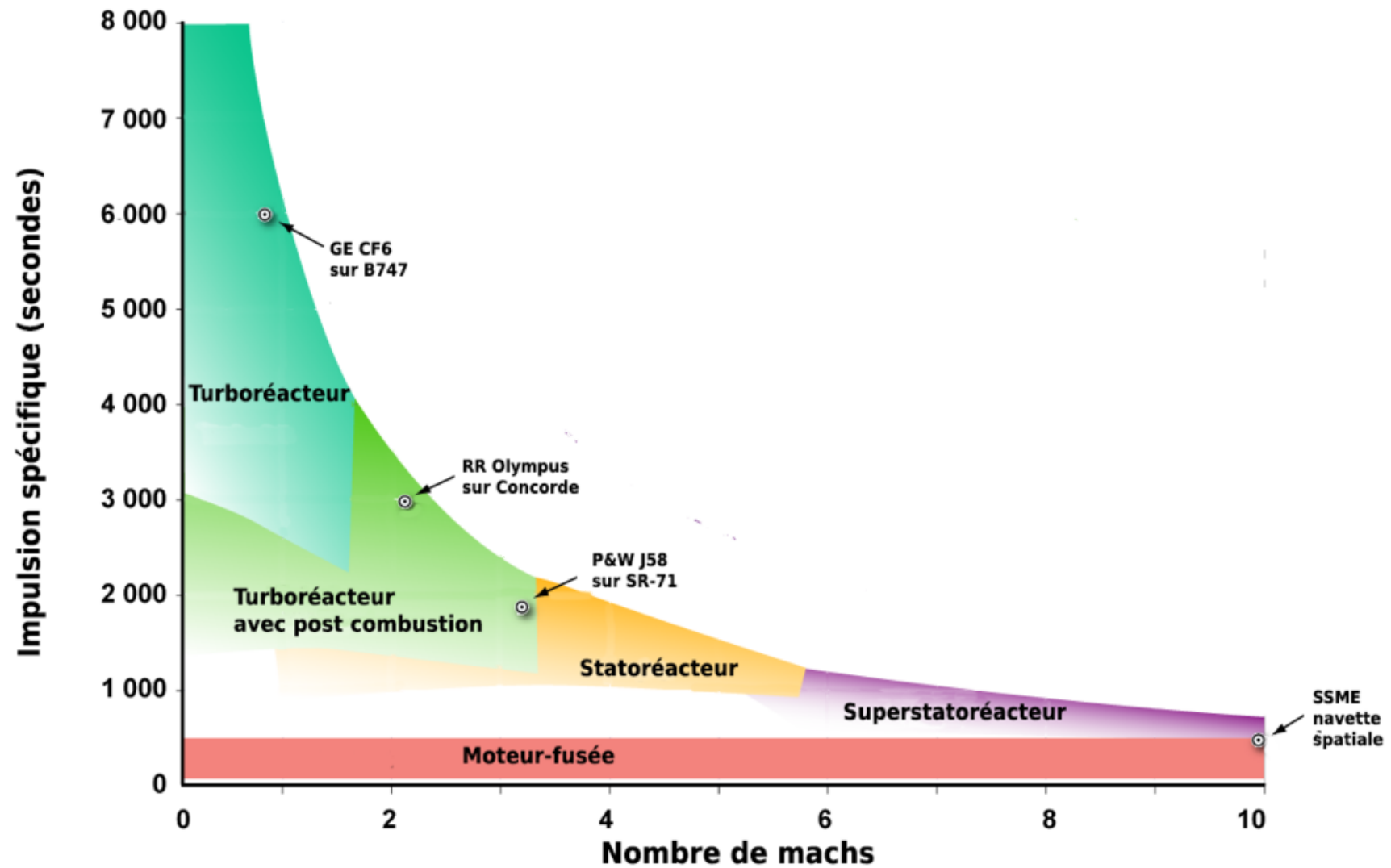
Propulsion supersonique

Projet Energétique

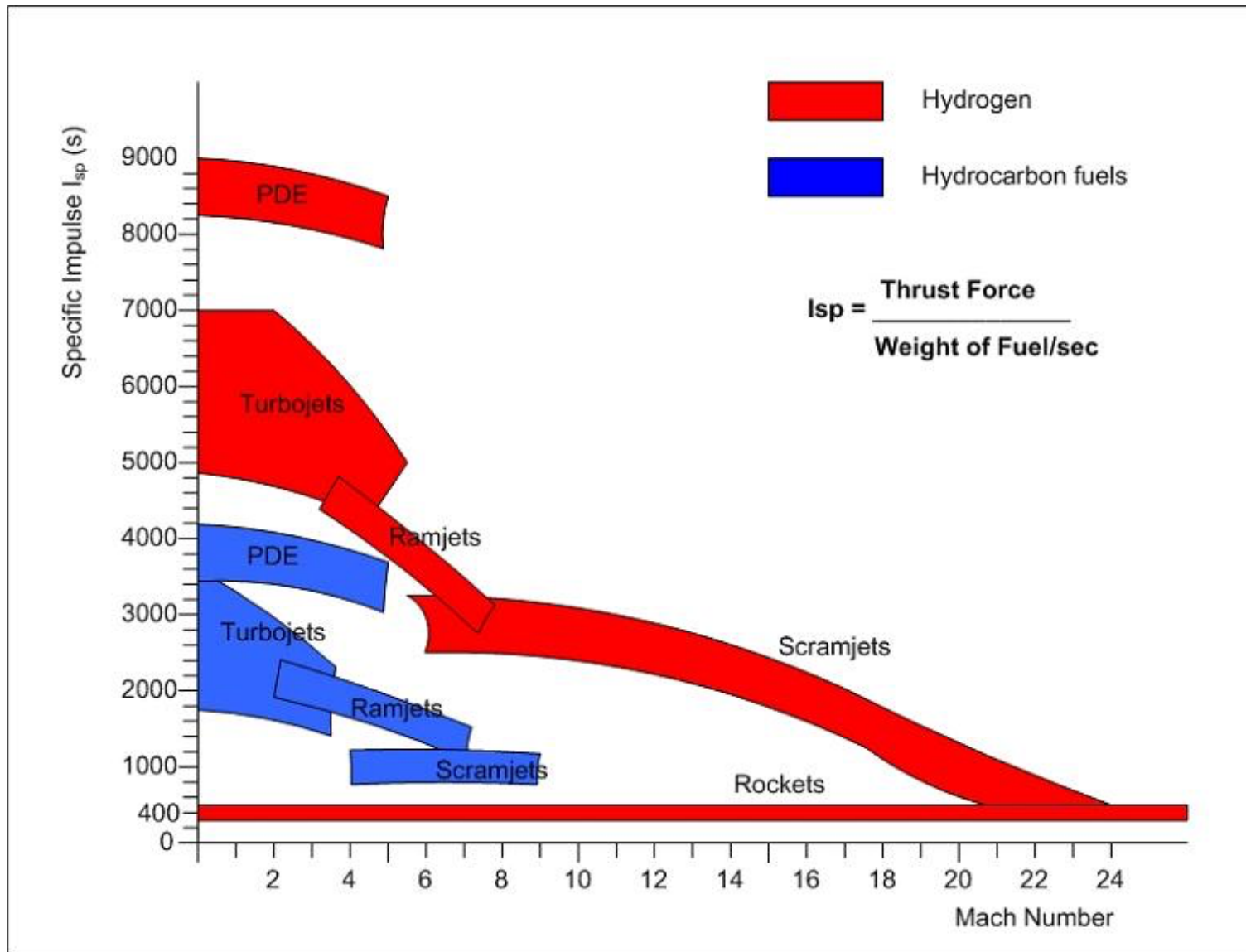
Zakaria BOUALI

Zakaria.bouali@isae-ensma.fr

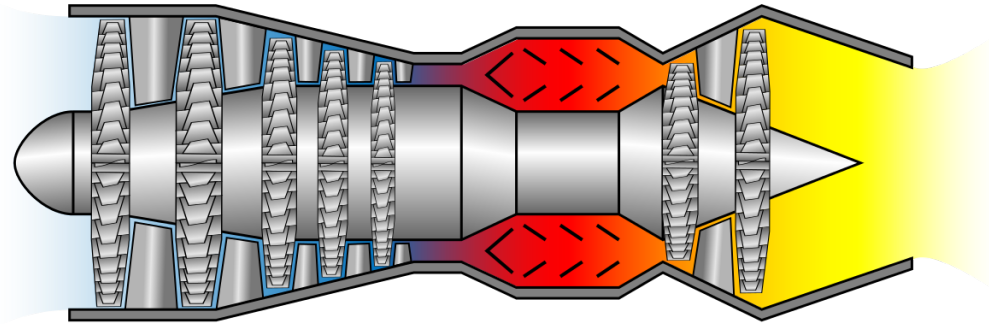
➤ Domaine de vol et impulsion spécifique de différents type de propulseurs



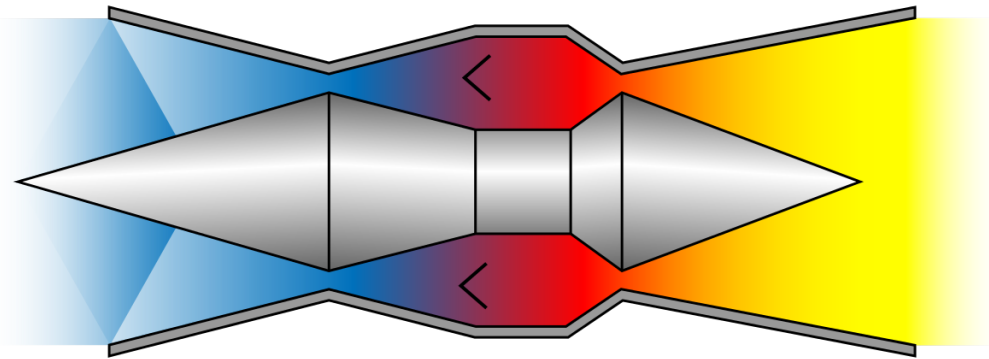
➤ Domaine de vol et impulsion spécifique en fonction du combustible



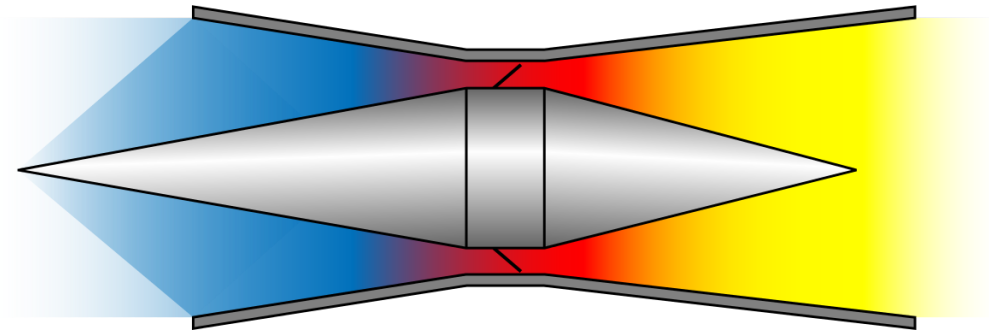
➤ Turboréacteur



➤ Statoréacteur

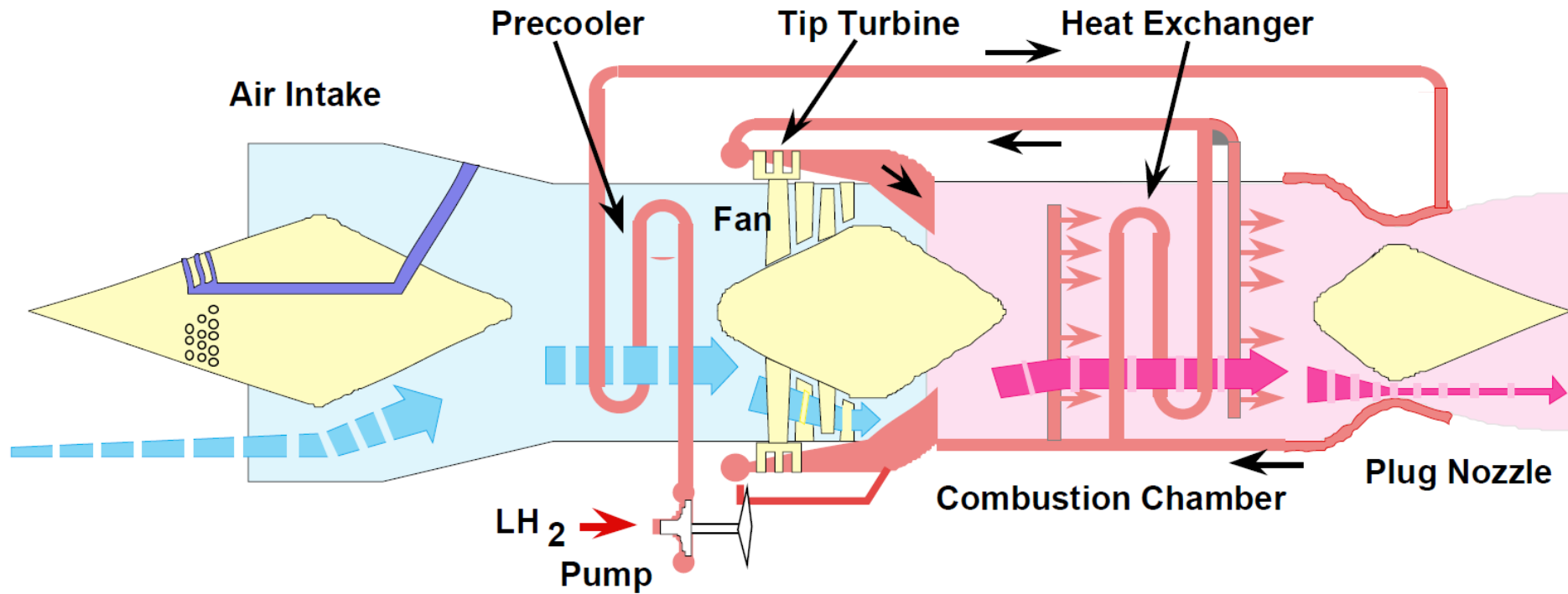


➤ Superstatoréacteur



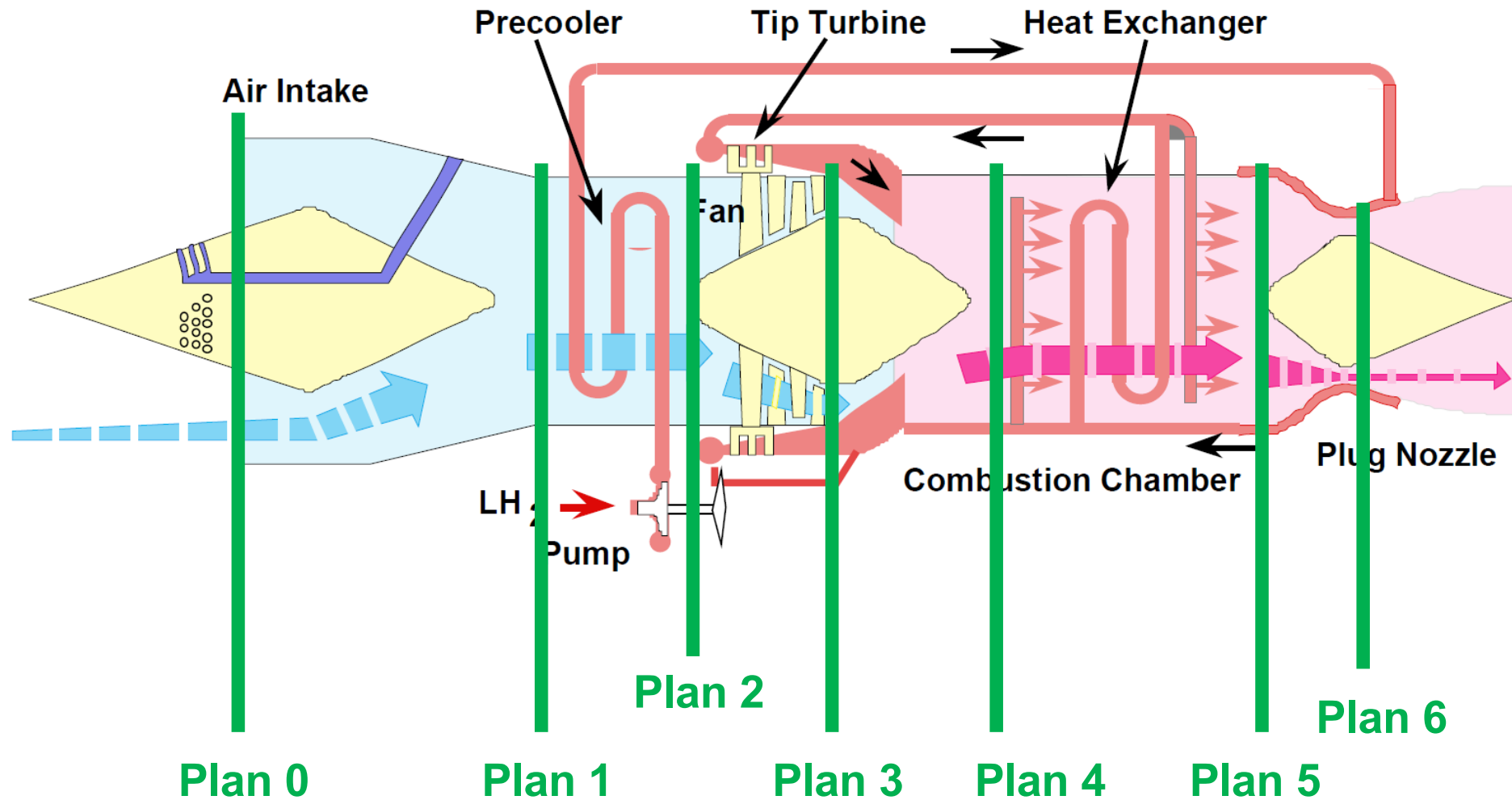
Compression Combustion Expansion

Un turbo-statoréacteur



ATREX: Air Turbo Ramjet Expander Cycle

Un turbo-statoréacteur



Perte de pression dans l'entrée d'air

Si $M < 1$ $P_{t1}/P_{t0} = 0.95$

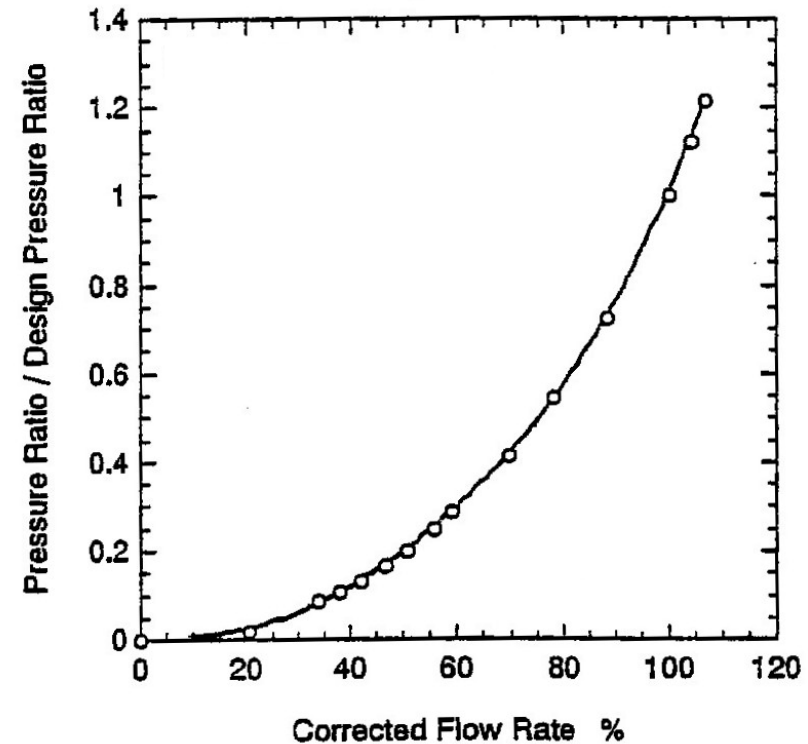
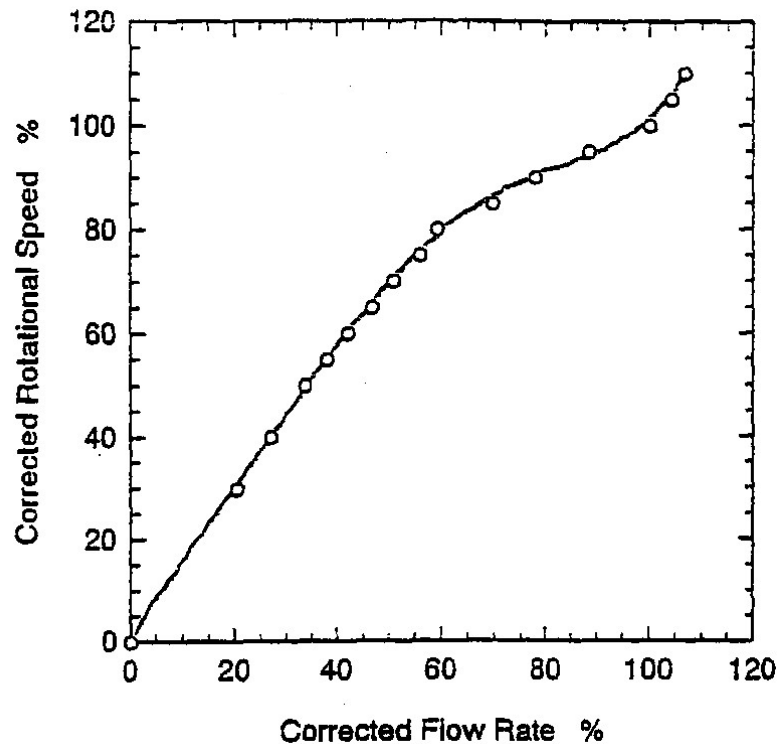
Si $M > 1$ $P_{t1}/P_{t0} = 0.95 - 0.075(M-1)^{1.35}$

❖ Entrée d'air : perte de pression

Si $M < 1$ $P_{t1}/P_{t0} = 0.95$

Si $M > 1$ $P_{t1}/P_{t0} = 0.95 - 0.075(M-1)^{1.35}$

❖ Compresseur : les courbes ci-dessous sont extraites d'une véritable carte compresseur



Rendement isentropique compresseur : $\frac{\pi}{\pi_n} = 100\% \rightarrow \eta = 0.95$

évolution linéaire entre les deux points $\frac{\pi}{\pi_n} = 40\% \rightarrow \eta = 0.7$

$$\theta_2 = T_{t_2}(K) / 288K$$

$$\delta_2 = P_{t_2}(bar) / 1,013 bar$$

$$\text{Nombre de tour corrigé : } N^* = \frac{N_n}{\sqrt{\theta_2}}$$

$$\begin{aligned} \text{Débit corrigé : } D^* &= D_n \cdot f(\theta_2) \\ D^* &= D_{air} \sqrt{\theta_2} / \delta_2 \end{aligned}$$

Conditions nominales :

$$D_n = 180 kg / s, T_n = 288K, P_n = 1 atm, \pi_n = 6,67$$

❖ **Chambre de combustion**

Température de gaz brûlés : $T_b = 2000 K$

Température d'hydrogène : $T_{H_2} = 20 K$

❖ **Tuyère**

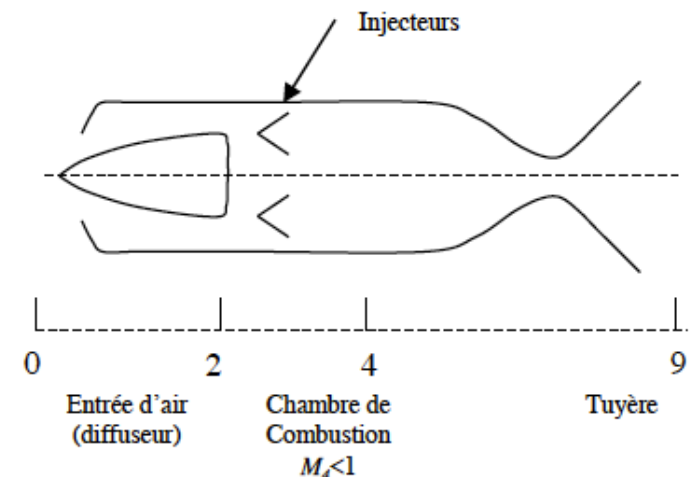
Adaptée

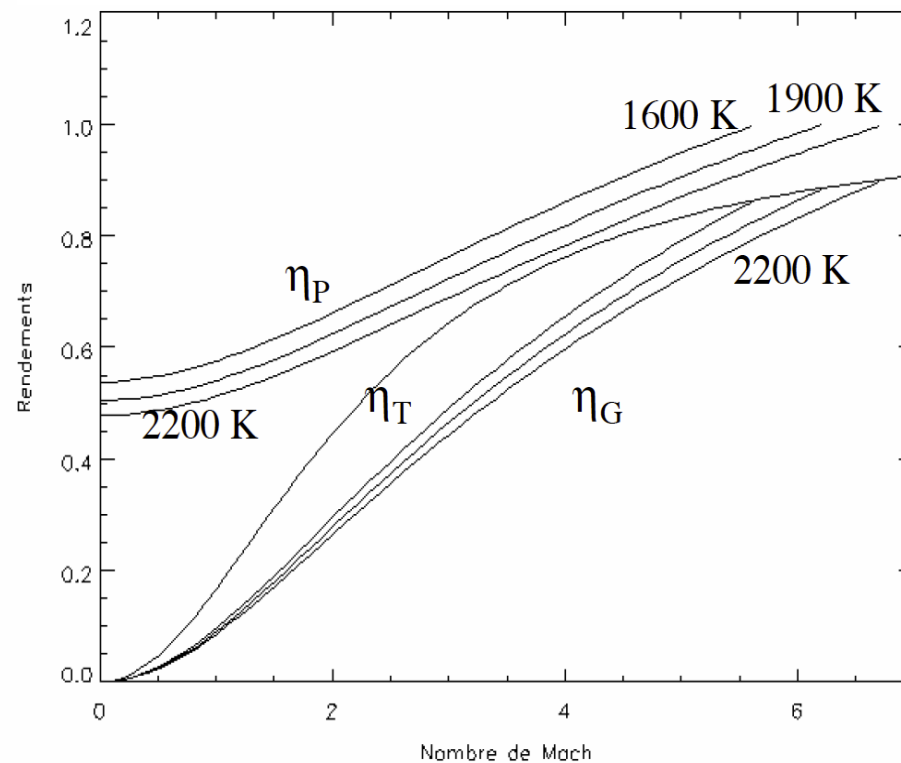
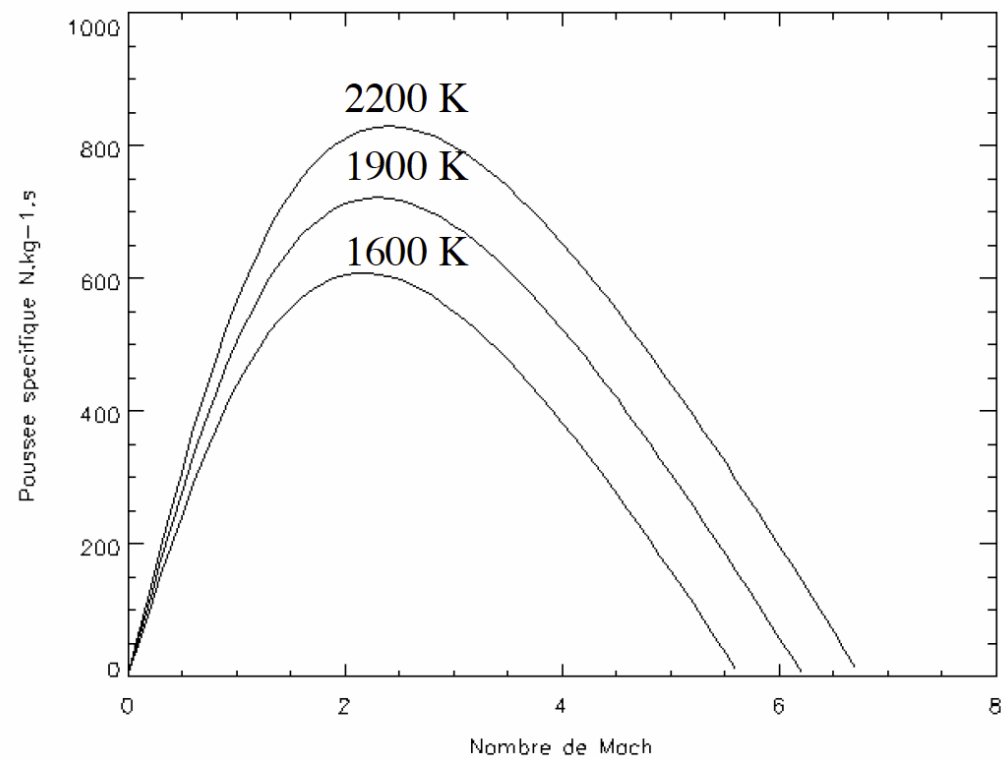
Statoréacteur

- Poussée spécifique en fonction du nombre de Mach du vol
- Consommation spécifique en fonction du nombre de Mach du vol.
- Rapport de mélange = $f(\text{Mach})$
- Les différents rendements : propulsif, thermique et global.

- **Données**

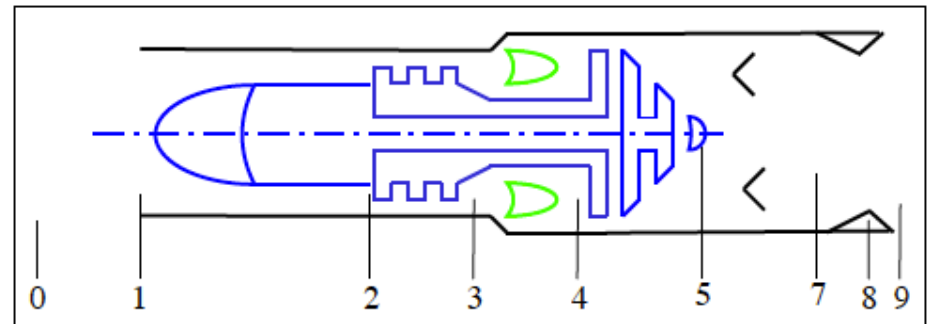
- $T_{t4} = 1600, 1900, 2200 \text{ K}$
 - $T_0 = 217 \text{ K}, \gamma = 1.4, c_p = 1004 \text{ J.kg}^{-1}.K^{-1}$
 - $\text{PCI} = 42.8 \text{ MJ/kg}$
- Tracer le cycle idéal (T,s), (h,s)

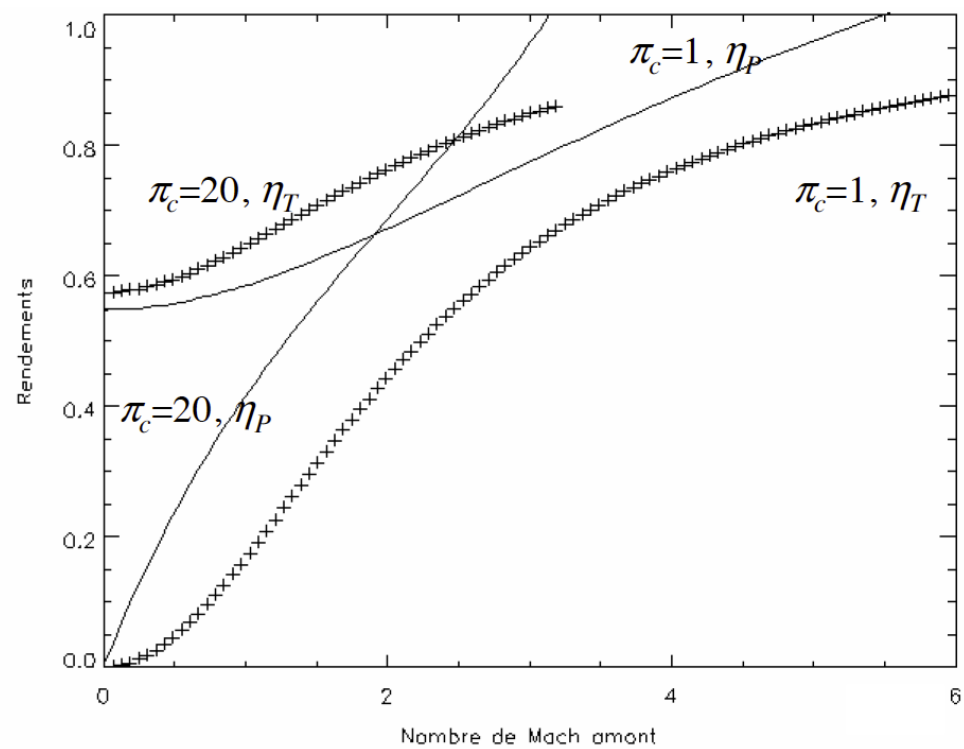
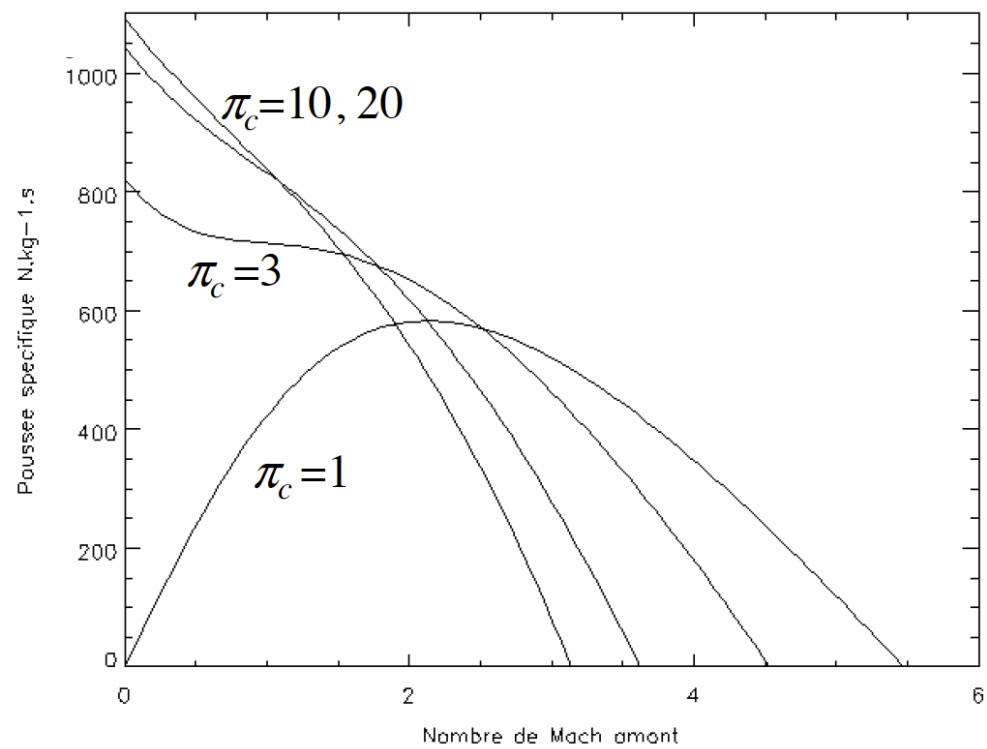




Turboréacteur

- Poussée spécifique en fonction du nombre de Mach du vol pour les taux de compressions : 1, 3, 10 et 20.
- Poussée spécifique en fonction du taux de compression pour un nombre de Mach : 0.5, 1, 2 et 3.
- Rapport de mélange = $f(\text{Mach})$
- Les différents rendements : Propulsif, thermique et global en fonction du nombre de Mach et des taux de compression.
 - **Données**
 - $T_{t4} = 1600, 1900, 2200 \text{ K}$
 - $T_0 = 217 \text{ K}, \gamma = 1.4, c_p = 1004 \text{ J} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$
 - $\text{PCI} = 42.8 \text{ MJ/kg}$
- Tracer le cycle idéal (T,s), (h,s)





Challenge

Objectif :

- ❖ Définir un domaine de vol permettant d'assurer le décollage horizontale et atteindre un nombre de Mach entre 5 et 6 à l'altitude de 27 km le tout en 600 s.

Caractéristiques données:

Masse de l'engin	:	200 10 ³ kg
Rapport (poids/surface alaire) maximum	:	7 000Pa
Géométrie de l'engin	:	finesse optimum
Carburant	:	cryogénique