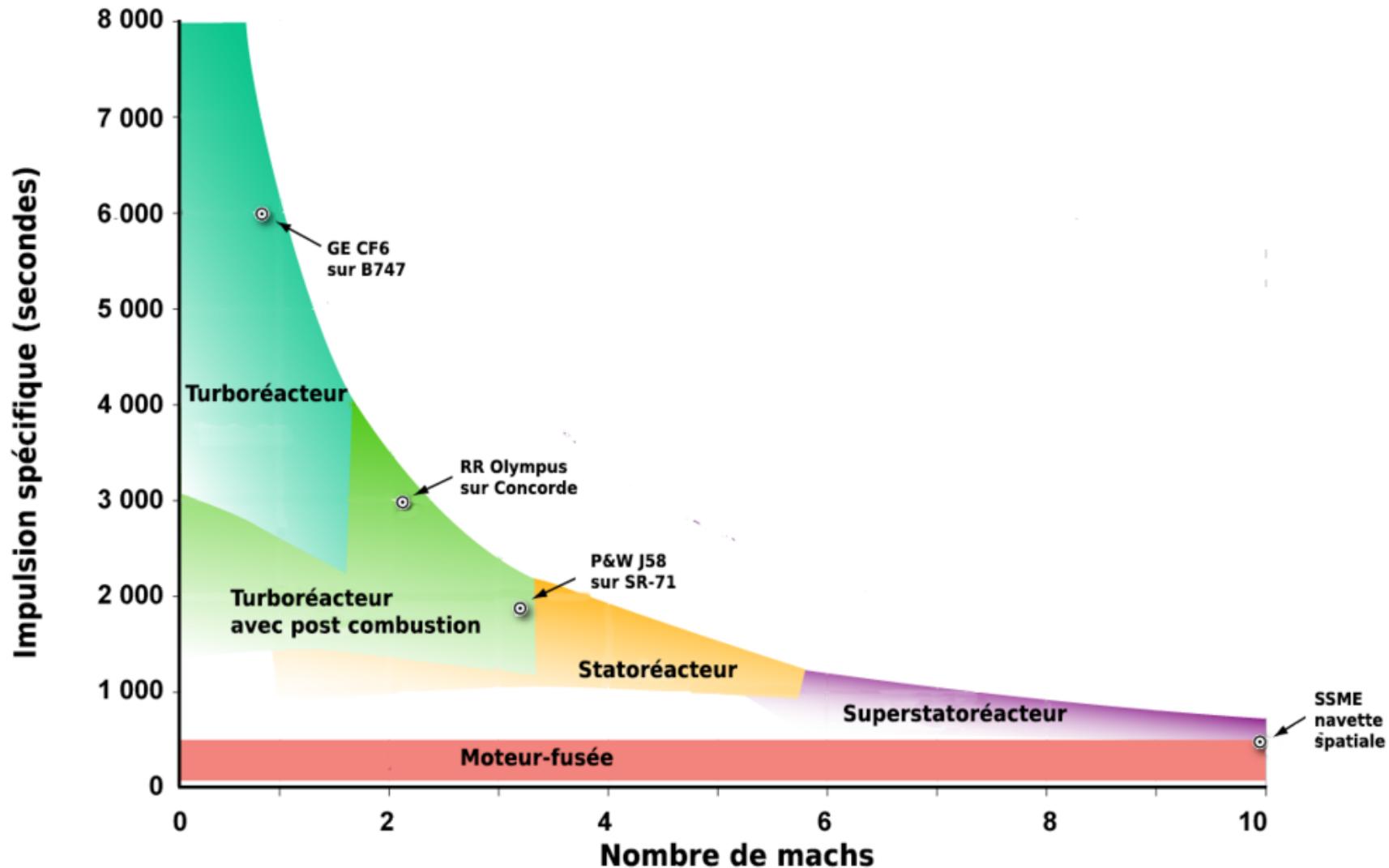


# Propulsion supersonique

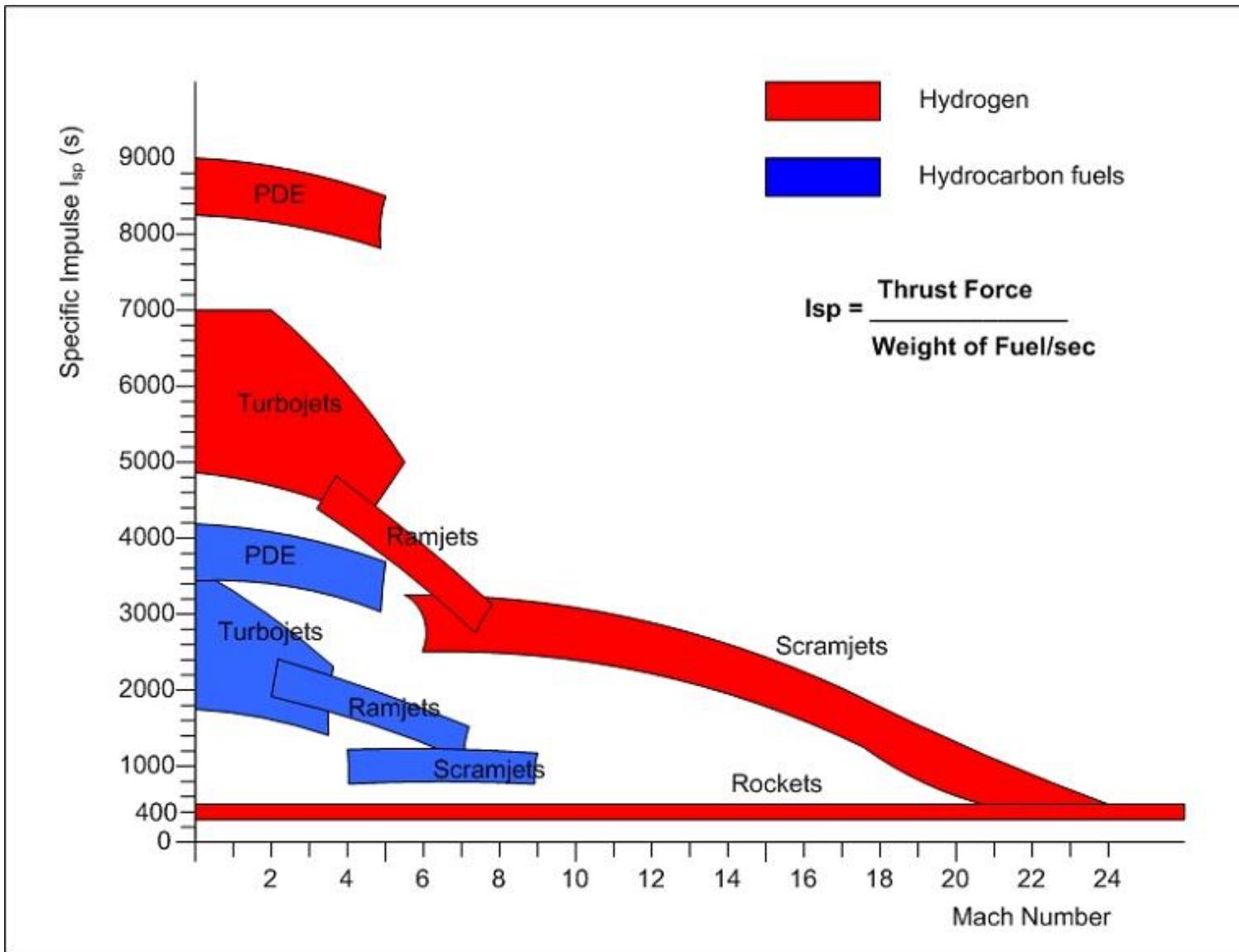
## Projet Energétique

**Zakaria BOUALI**  
[Zakaria.bouali@isae-ensma.fr](mailto:Zakaria.bouali@isae-ensma.fr)

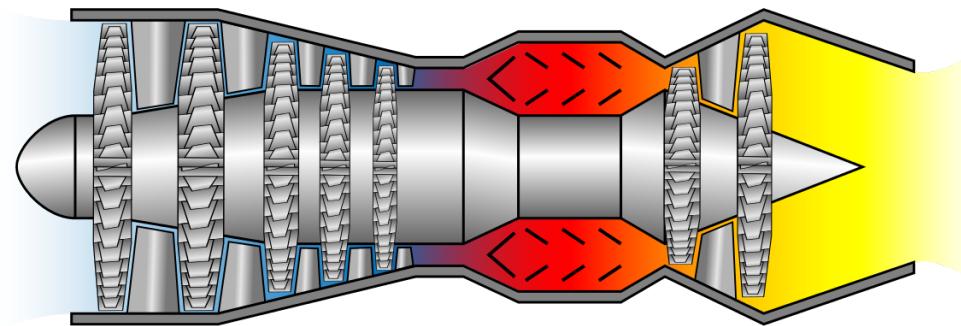
- Domaine de vol et impulsion spécifique de différents type de propulseurs



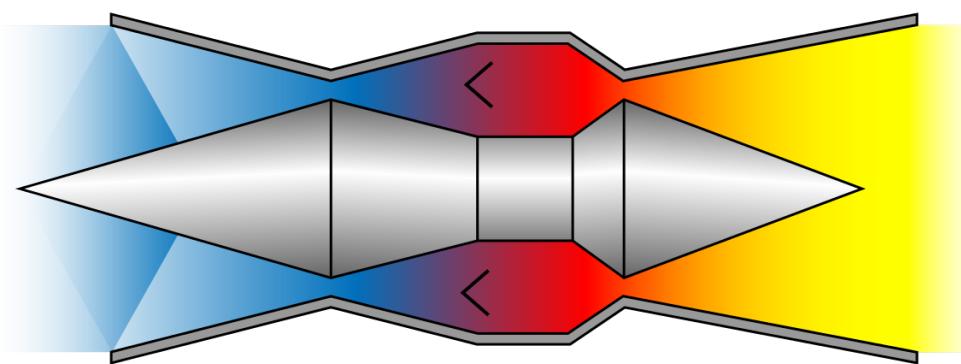
- Domaine de vol et impulsion spécifique en fonction du combustible



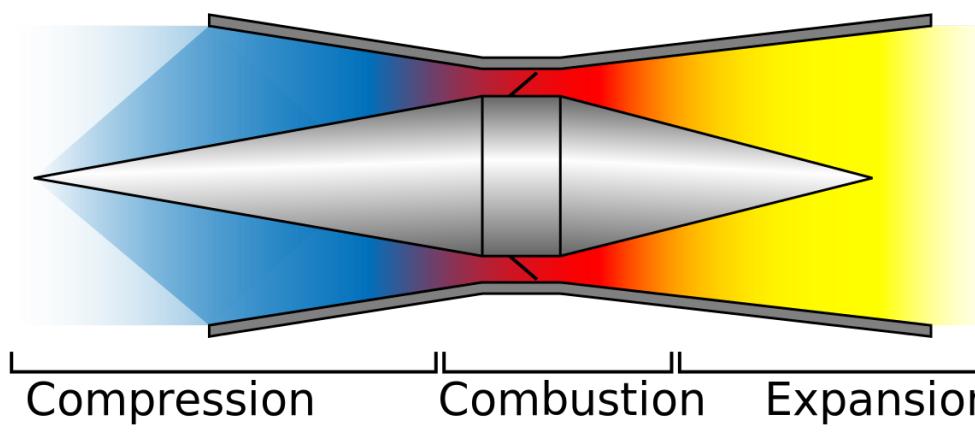
➤ Turboréacteur



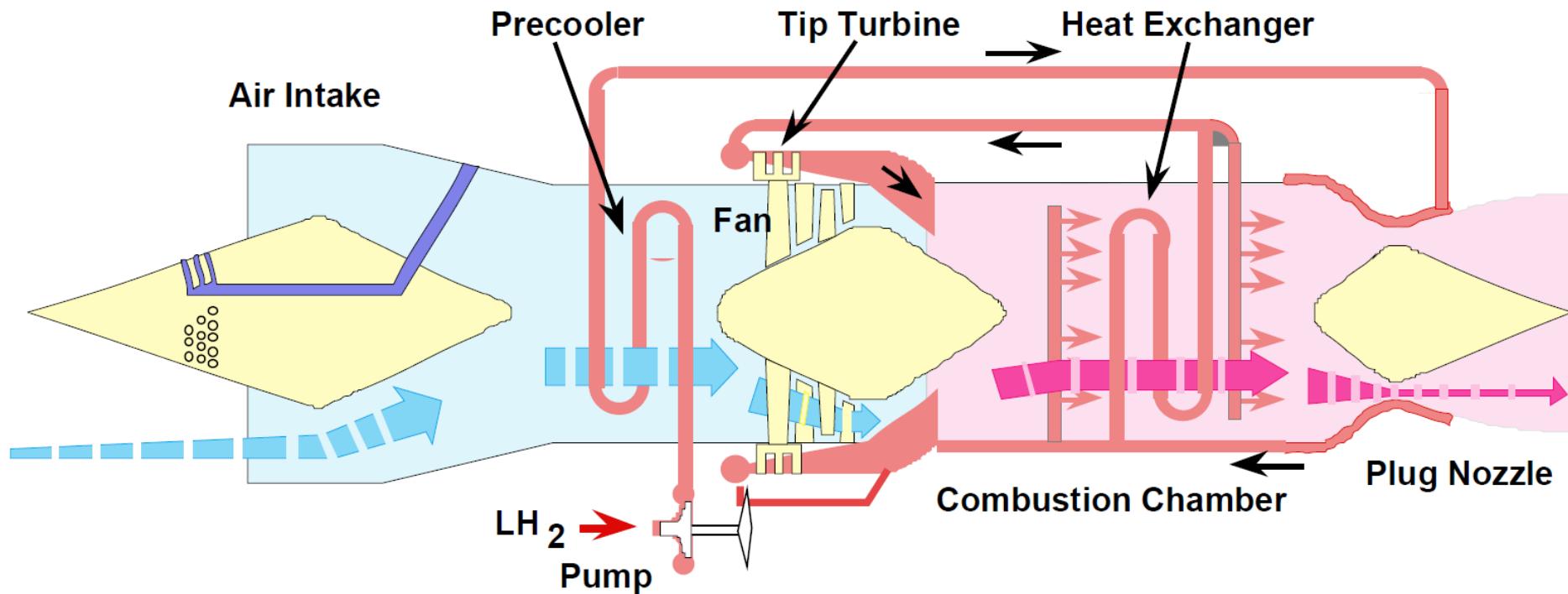
➤ Statoréacteur



➤ Superstatoréacteur

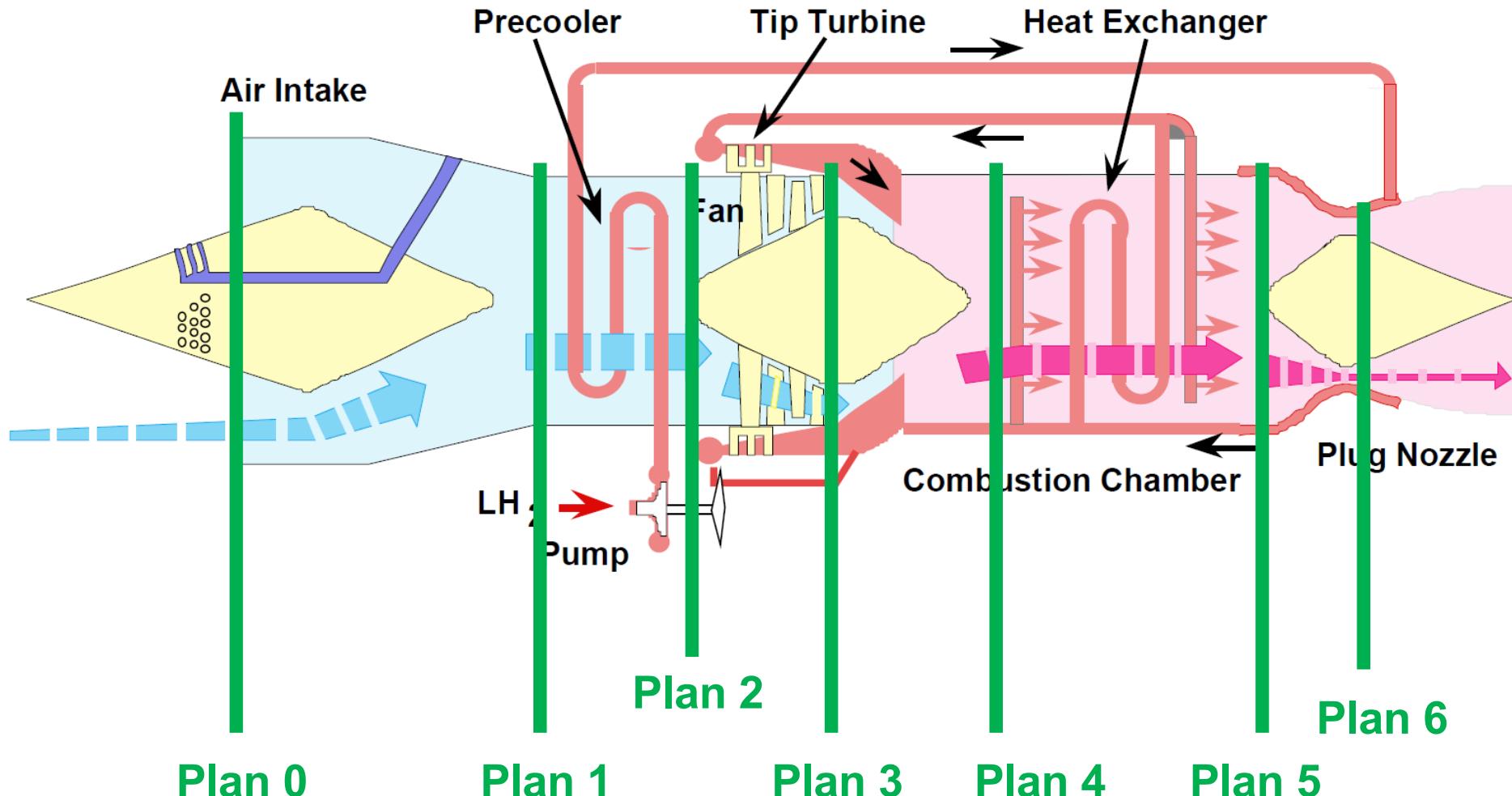


# *Un turbo-statoréacteur*



ATREX: Air Turbo Ramjet Expander Cycle

# Un turbo-statoréacteur



## Perte de pression dans l'entrée d'air

Si  $M < 1$   $Pt1/Pt0 = 0.95$

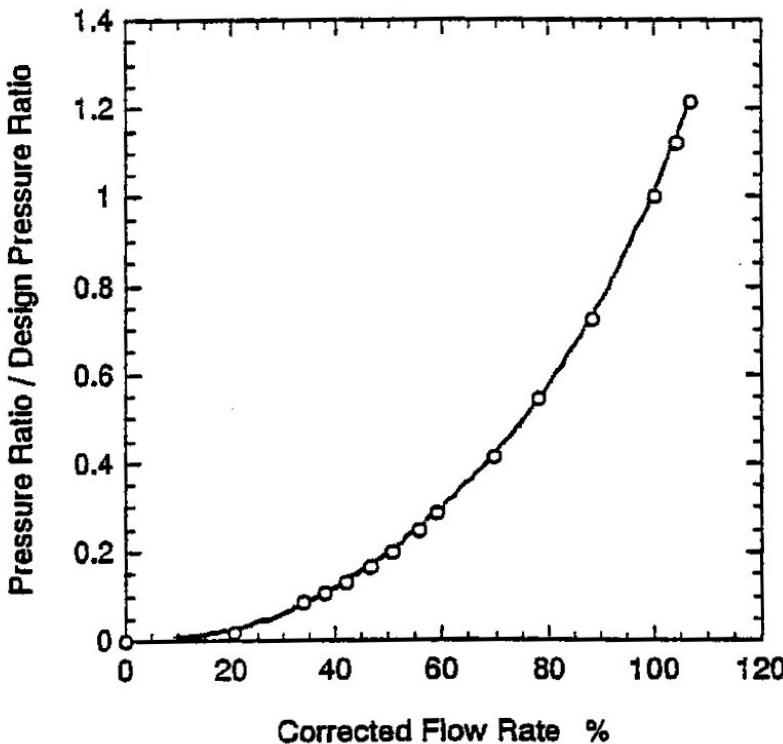
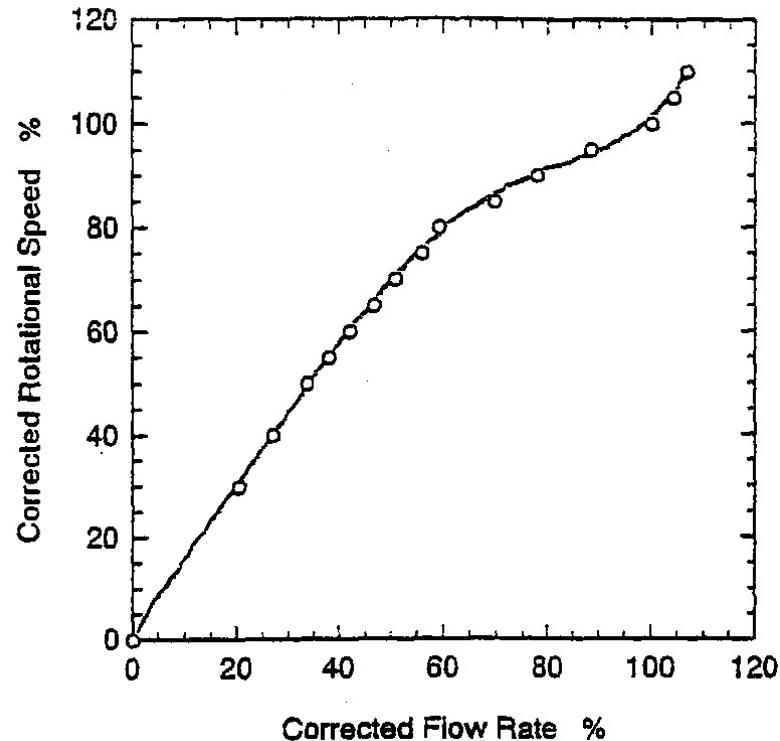
Si  $M > 1$   $Pt1/Pt0 = 0.95 - 0.075(M-1)^{1.35}$

❖ Entrée d'air : perte de pression

Si  $M < 1$   $Pt_1/Pt_0 = 0.95$

Si  $M > 1$   $Pt_1/Pt_0 = 0.95 - 0.075(M-1)^{1.35}$

❖ Comresseur : 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

$$\frac{\pi}{\pi_n} = 40\% \rightarrow \eta = 0.7$$

$$\theta_2 = Tt_2(K) / 288K$$

$$\delta_2 = Pt_2(bar) / 1,013 bar$$

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

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

### 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 :  $T_b = 2000 K$

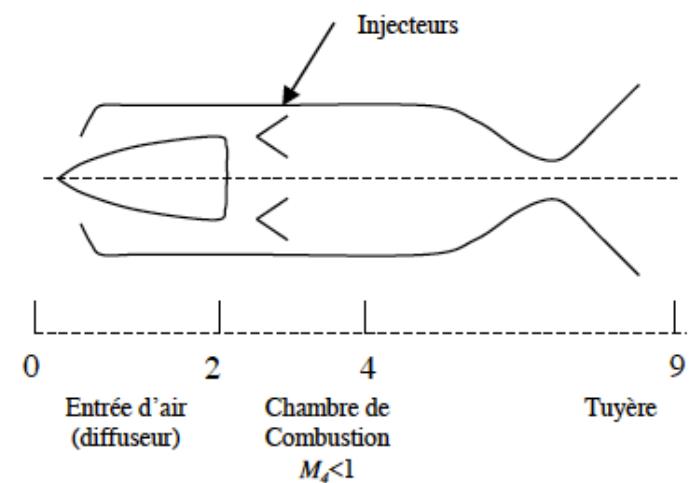
Température d'hydrogène :  $T_{H2} = 20 K$

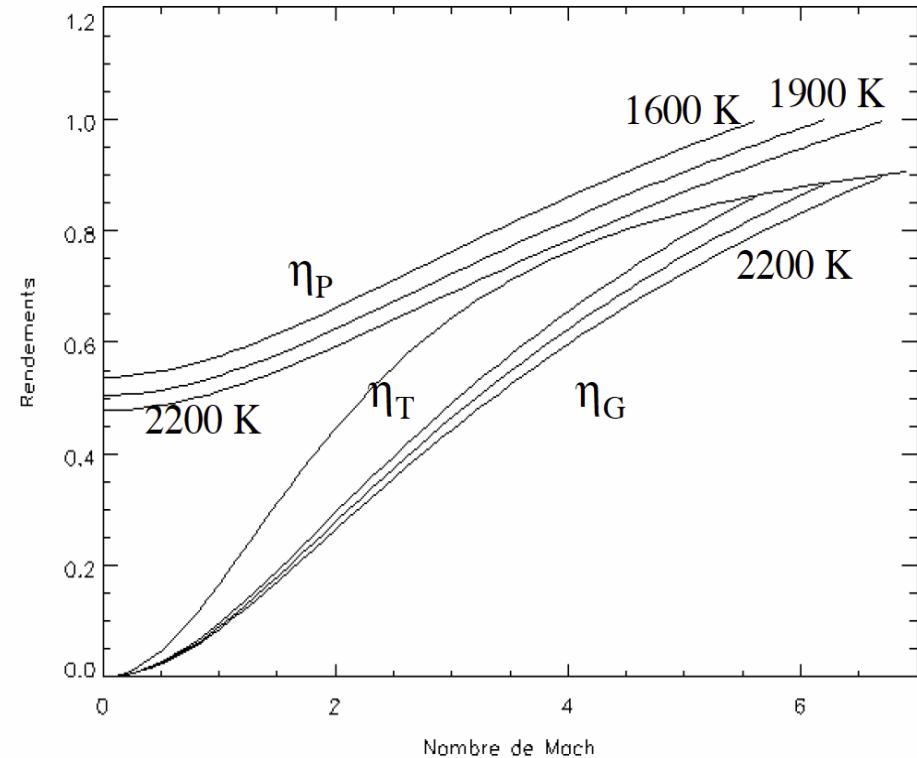
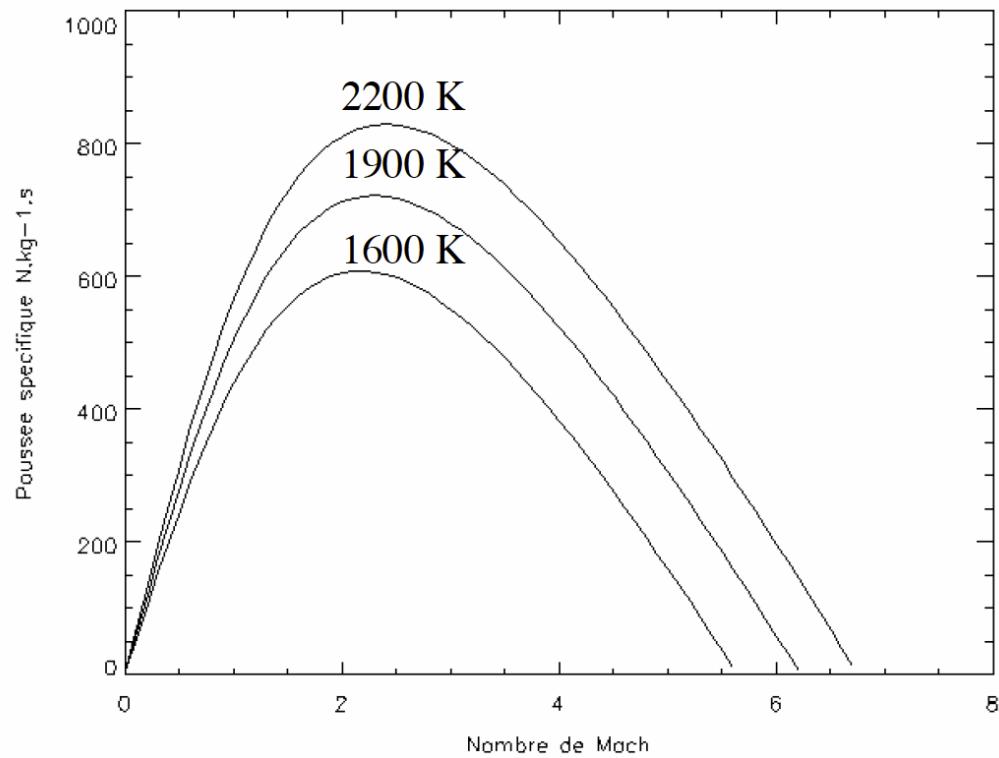
#### ❖ Tuyère

Adaptée

# Statoréacteur

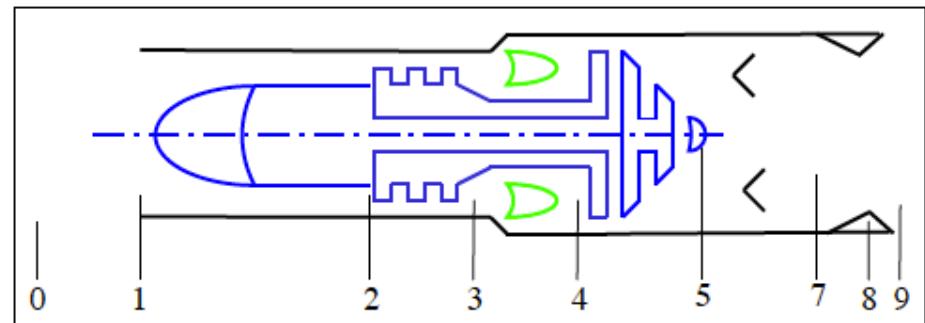
- Poussée spécifique en fonction du nombre de Mach du vol
- Consommation spécifique en fonction du nombre de Mach du vol.
- Rapport de mélange =  $f(\text{Mach})$
- Les différents rendements : propulsif, thermique et global.
  - Données
  - $T_{t4} = 1600, 1900, 2200 \text{ K}$
  - $T_0 = 217 \text{ K}, \gamma = 1.4, c_p = 1004 \text{ J} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$
  - PCI=42.8 MJ/kg
- Tracer le cycle idéal ( $T,s$ ), ( $h,s$ )

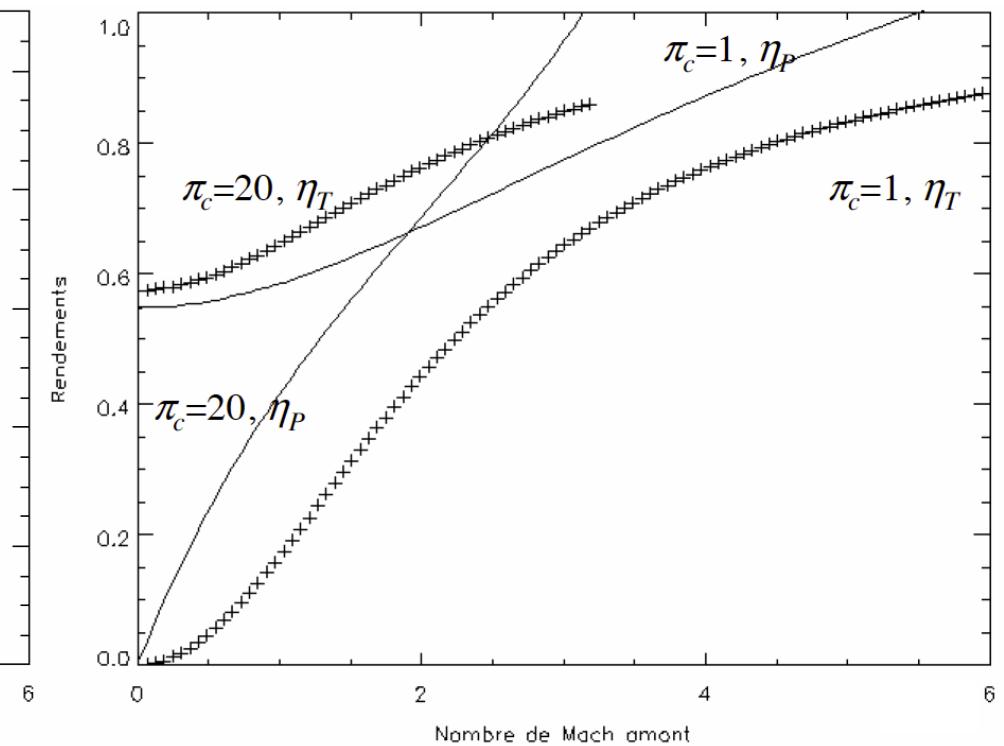
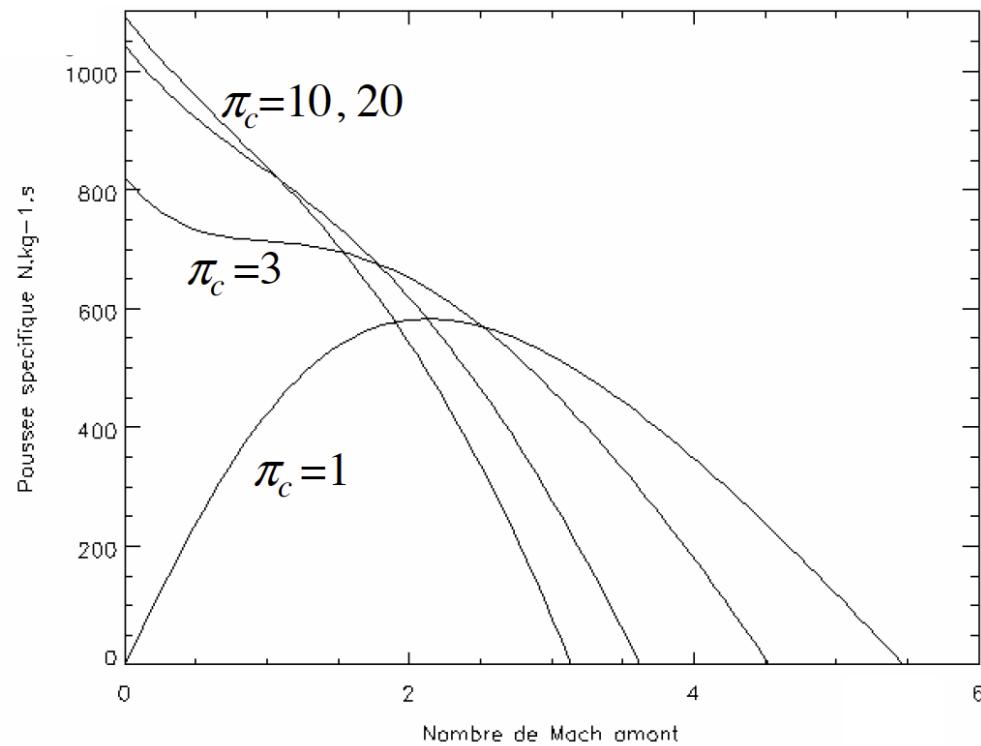




# Turboréacteur

- 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
  - $T_{t4} = 1600, 1900, 2200 \text{ K}$
  - $T_0 = 217 \text{ K}, \gamma = 1.4, c_p = 1004 \text{ J} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$
  - PCI=42.8 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:

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