



**Institut Supérieur de l'Aéronautique et de l'Espace  
École Nationale Supérieure de Mécanique et  
d'Aérotechnique**

PEREIRA DE CASTRO Laura  
SIDALI Achraf  
Groupe 3B

**PROJET ÉNERGÉTIQUE MODELISATION D'UN  
TURBO-STATORÉACTEUR**

## TABLE DES MATIÈRES

<b>I</b>	<b>Introduction</b>	<b>3</b>
<b>II</b>	<b>Turboréacteur et Statoréacteur</b>	<b>3</b>
A	Analyse thermodynamique . . . . .	4
B	Résultats . . . . .	5
B.1	Poussée spécifique . . . . .	5
B.2	Rapport du mélange . . . . .	6
B.3	Rendement thermique . . . . .	7
B.4	Rendement propulsif . . . . .	8
B.5	Rendement global . . . . .	9
B.6	Consommation spécifique . . . . .	10
<b>III</b>	<b>ATREX : Air Turbo Ramjet Expander Cycle</b>	<b>11</b>
A	Analyse thermodynamique . . . . .	12
B	Resultats sans pré-refroidisseur . . . . .	12
B.1	Rendement . . . . .	12
B.2	Diagrammes . . . . .	13
C	Resultats avec pré-refroidisseur . . . . .	13
C.1	Diagrammes . . . . .	13
C.2	Domaine de vol . . . . .	13

## I. INTRODUCTION

La propulsion supersonique est un domaine de recherche très vaste mais en même temps très contraignant, vu qu'on se trouve souvent limité par les avancements d'autres domaines d'étude notamment ( la mécanique des fluides, l'aérodynamique interne, la combustion, les matériaux ... ).

Dans le cadre du projet d'énergétique cette année nous devons faire premièrement une étude du statoréacteur et du turboréacteur pour déterminer leurs performances. Pour ce faire on a examiné les paramètres suivantes : la poussée, la consommation spécifiques, le rapport du mélange et les rendements propulsif, thermique et global.

Finalement, on essaiera dans ce qui suit de modéliser l'air Turbo-ramjet expander cycle (ATREX), un moteur que fonctionne comme turboréacteur en basses vitesses et après ce régime, se comporte comme un statoréacteur jusqu'à Mach 6.0.

## II. TURBORÉACTEUR ET STATORÉACTEUR

Le statoréacteur et le turboréacteur sont parmi les grands classiques dans le domaine de la propulsion. Dans cette partie on va étudier ces deux moteurs et les différences entre eux. Pour étudier chaque cycle on a utilisé des hypothèses sur les transformations thermodynamiques afin de déterminer les caractéristiques dans chaque plan. Finalement, on a utilisé Cantera pour calculer l'entropie et l'enthalpie à partir de la résolution des polynômes de NASA. Pour cette étude, tous les calculs sont à considérer constants comme dans le mécanisme cinétique GRI-Mech 3.0.

Pour analyser ces deux moteurs en même temps on doit déjà distinguer les différences théoriques entre eux. Le stato-réacteur n'a pas de pièces mobiles, alors que la compression avec laquelle le cycle fonctionne est la compression adiabatique de l'air à cause des hautes vitesses, mais sans ondes de choc. Par contre, le turboréacteur a des pièces mobiles pour assurer le cycle en basses vitesses. Alors, il y a la présence d'un compresseur et d'une turbine, liées par un arbre.

Même avec les différences mentionnées, si on regarde le cycle thermodynamique seulement, on peut trouver que si le taux de compression du turboréacteur est mis à 1, alors, on peut considérer que la transformation est adiabatique, le cycle du turboréacteur est le même que celui du statoréacteur. Ce qui nous permettra de regarder plutôt des graphes du turboréacteur, sachant que la courbe pour  $\pi = 1$ , sera analysé comme le résultat du statoréacteur.

On a utilisé les plans montrés sur la Figure 1, et pour une  $Tt_4 = 2200\text{ K}$  on a trouvé les diagrammes T-s et h-s présentés sur les figures 2 et 3, respectivement. On peut confirmer dans ces figures que l'augmentation du taux de compression entraîne un décalage vers la gauche de la partie représentant les transformations après combustion. Alors que l'entropie du système augmente à mesure que la pression augmente. On peut confirmer que l'entrée d'air aussi comme la tuyère est isentropique.

Paramètre	Valeur
$T_{s0}$	217 K
$C_p$	1004 J/(kg · K)
$\gamma$	1.4
PCI	118 MJ/kg

TABLE 1 – Paramètres pour le Turboréacteur

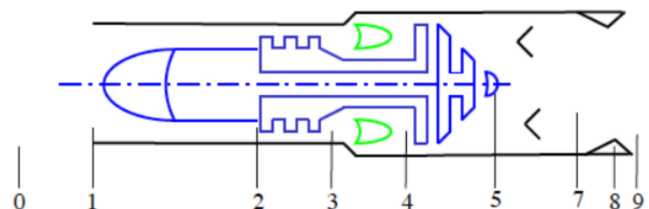


FIGURE 1 – Schema Turboréacteur

Comme le carburant utilisé va être le hydrogène, on a substitué le PCI initial de 42.8 MJ pour avoir une comparaison plus raisonnable entre les trois moteurs.

## A. Analyse thermodynamique

### Plan 1

Dans l'entrée du moteur, nous considérons la température et la pression statiques comme suit :

$$\begin{cases} T_1 = T_0 = 217 \text{ K} \\ P_1 = P_{atm} = 1.013 \text{ bar} \end{cases}$$

### Plan 2

Comme on considère que l'entrée d'air est isentropique, on utilise la formule de Saint-Venant pour trouver la température et la pression totale au plan 2.

$$\frac{T_{t2}}{T_{s0}} = 1 + M_0^2 \cdot \frac{\gamma - 1}{2}$$

Alors,

$$\begin{cases} P_{t2} = P_{s0} \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{Cp/r} \\ T_{t2} = T_{s0} \left( 1 + M_0^2 \cdot \frac{\gamma - 1}{2} \right) \end{cases}$$

### Plan 3

Le taux de compression étant fixé, on peut calculer la pression  $P_{t3}$  et sachant qu'on a une compression isentropique, on peut aussi utiliser la formule de Saint-Venant pour calculer  $T_3$ .

$$\begin{cases} P_{t3} = \pi P_{t2} \\ T_{t3} = T_{t2} \left( \frac{P_{t3}}{P_{t2}} \right)^{r/Cp} \end{cases}$$

### Plan 4

Pour la combustion on a considéré une température de combustion de 2200 K et que la température est isobare et adiabatique, donc

$$\begin{cases} T_{t4} = 2200 \text{ K} \\ P_{t4} = P_{t3} \end{cases}$$

Dans ce plan, on doit aussi étudier la richesse nécessaire pour obtenir cette température de combustion. Pour ça, on a utilisé la fonction minimize du module scipy dans un code Python.

Comme fonction objective, on a utilisé la différence entre la température consigne et la température obtenue par Cantera après la combustion (effectué avec la fonction equilibratehp, une fois que la combustion est isobare et adiabatique).

### Plan 5

Pour déterminer la température et la pression à la sortie de la turbine, nous devons faire un bilan mécanique entre le compresseur et la turbine, sachant que le rendement mécanique est égal à 1, toute l'énergie cédée par le compresseur doit être récupérée par la turbine.

$$h_3 - h_2 = h_4 - h_5$$

Alors, comme on considère le  $C_p$  constante et sachant que la détente dans la turbine est isentropique, on peut calculer la température et la pression totale.

$$\begin{cases} T_5 = T_2 + T_4 - T_3 \\ P_{t5} = P_{t4} \left( \frac{T_5}{T_{t4}} \right)^{Cp/r} \end{cases}$$

### Plan 9

Comme on considère une détente tuyère isentropique et adaptée, on a les suivantes conditions

$$\begin{cases} P_{s9} = P_{s0} \\ P_{t9} = P_{t5} \\ T_{t9} = T_{t5} \end{cases}$$

Alors, avec ça, on peut calculer le Mach et la température  $T_{s9}$  avec les formules ci-dessus.

$$M_s = \sqrt{\left( \frac{P_{t9}}{P_{s9}} \right)^{r/Cp} - 1} \frac{2}{\gamma - 1}$$

$$T_{s9} = T_{t9} \left( 1 + M_s^2 \cdot \frac{\gamma - 1}{2} \right)^{-1}$$

## B. Résultats

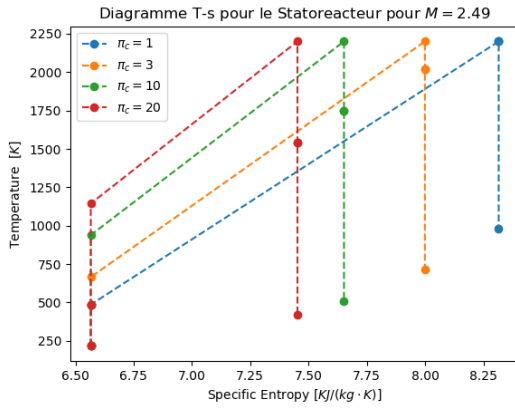


FIGURE 2 – Diagramme T-s pour le Turbo-reacteur

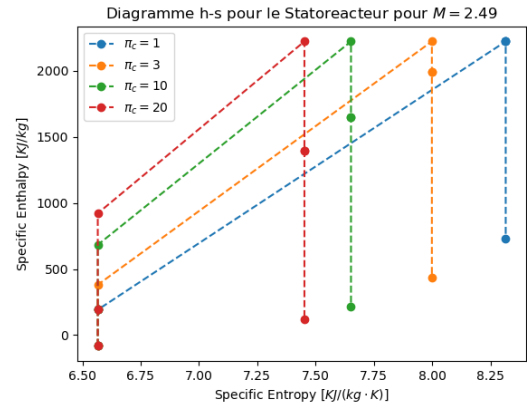


FIGURE 3 – Diagramme h-s pour le Turbo-reacteur

### Poussée spécifique

On calcule la poussée spécifique d'après la formule suivante

$$F_{sp} = V_9 - V_0$$

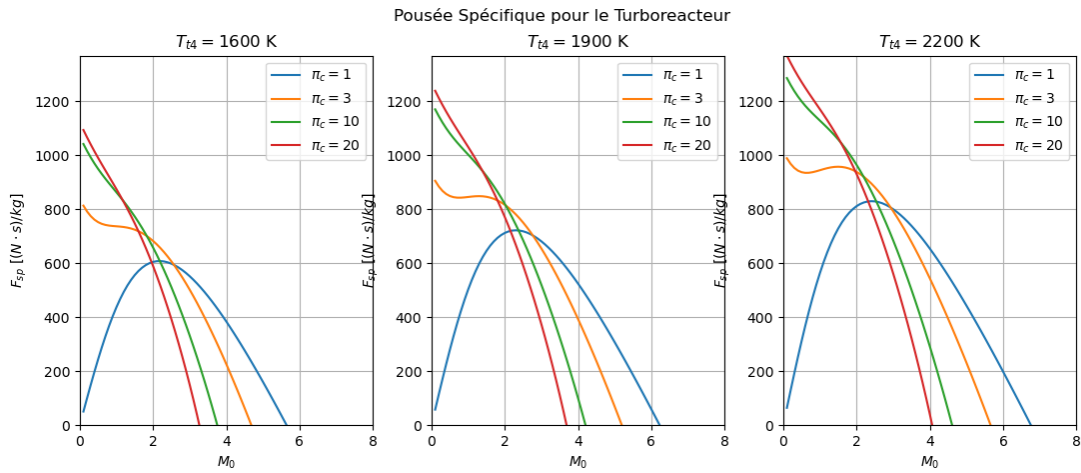


FIGURE 4 – Poussée Spécifique en fonction du nombre de Mach

**En fonction du nombre de Mach** On peut clairement voir que comme attendu, les statoréacteurs ne peuvent fonctionner qu'à des niveaux de vitesse supersonique, et que le turboréacteur par contre a son meilleur poussé spécifique pour  $Mach < 1$ . Dans les deux cas la poussée descend en Mach plus élevés, entre 4 et 6, ça c'est due aux chocs avant la combustion. Ce qui provoque une combustion subsonique, une perte de pression et des températures très élevées dans la chambre de combustion.

**En fonction du taux de compression** On peut conclure qu'à mesure que le taux de compression augmente, le meilleur poussé spécifique est trouvé en Mach plus bas et le Mach critique, où la poussée spécifique et nulle diminuent aussi. Alors, on peut dire que la plus grande le taux de compression, le plus effectif le moteur est en bas Mach.

**En fonction de la température** On peut clairement voir qu'une plus grande température de combustion génère une poussée spécifique plus élevée.

**Comparaison entre turboréacteur et statoréacteur** En parlant de la poussée spécifique, le statoréacteur est largement plus performant que le turboréacteur pour  $3 < Mach < 5$ , tandis que le turboréacteur est beaucoup plus efficace pour  $Mach < 3$

## Rapport du mélange

En appliquant la première loi de la thermodynamique entre les plan 3 et 4, on a les relations suivantes :

$$(m_{air} + m_{H_2})h_4 = m_{air}h_3 + m_{air}PCI$$

On trouve que le rapport du mélange peut être calculé à partir de la formule suivante

$$f = \frac{m_{H_2}}{m_{air}} = \frac{T_4 - T_3}{PCI/C_P - T_4}$$

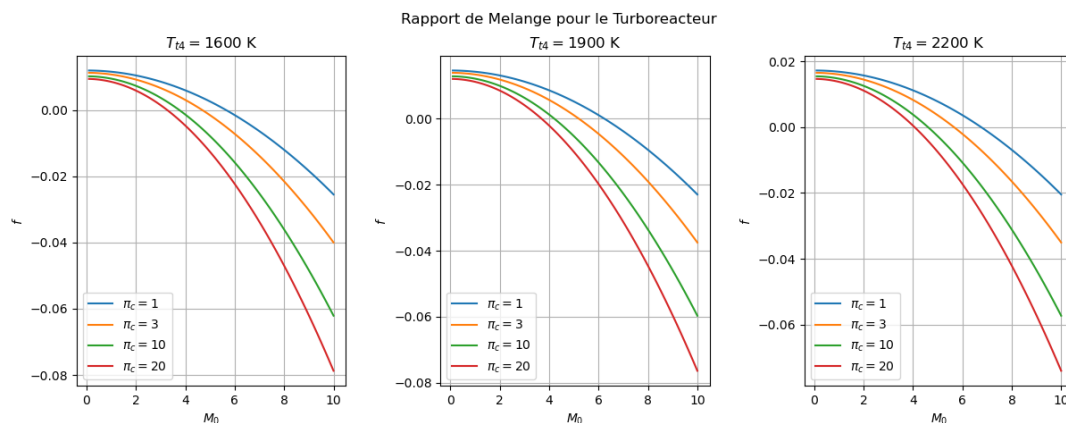


FIGURE 5 – Rapport du mélange en fonction du nombre de Mach

**En fonction du nombre de Mach** On constate que le rapport de mélange diminue lorsqu'on passe à des nombres de Mach plus grands. Ce comportement peut-être expliqué lorsqu'un Mach plus grand augmente la température totale d'entrée, et donc l'enthalpie du fluide, ce qui va diminuer la différence d'enthalpie entre le plan 3 et 4 et conséquemment, diminuer le rapport de mélange.

**En fonction du taux de compression** On constate que le rapport de mélange devient plus faible à des taux de compression élevés, cette différence qui est plus considérable à grand Mach. Ce comportement peut-être expliqué lorsqu'une compression plus forte du fluide augmente la température, et donc l'enthalpie du fluide au plan 3, ce qui diminue la différence d'enthalpie entre le plan 3 et 4 et conséquemment, diminuent le rapport de mélange.

**En fonction de la température** On peut clairement voir qu'une haute température de la chambre de combustion entraîne une augmentation générale du rapport de mélange, parce que ça augmente l'enthalpie du plan 4 et conséquemment la différence d'enthalpie entre le plan 3 et 4, augmentant le rapport de mélange.

**Comparaison entre turboréacteur et statoréacteur** Le rapport de mélange pour le statoréacteur n'est toujours plus grand que celui du turboréacteur pour un même nombre de Mach.

## Rendement thermique

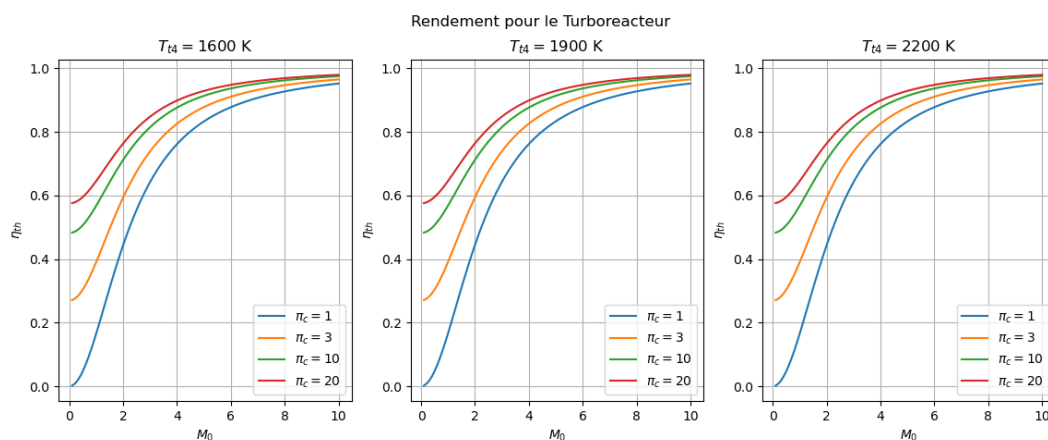


FIGURE 6 – Rendement thermique en fonction du nombre de Mach

**En fonction du nombre de Mach** Le rendement thermodynamique est meilleur pour de grands nombres de Mach. On trouve un  $\eta_{th} < 0.85$  pour les  $Mach > 5$ .

**En fonction du taux de compression** Le rendement thermodynamique augmente quel que soit le régime du vol, avec le taux de compression.

**En fonction de la température** La température de la combustion ne présente aucun effet sur le rendement thermodynamique, une fois qu'elle ne change pas la chaleur générée théoriquement.

**Comparaison entre turboréacteur et statoréacteur** On peut conclure qu'au point de vue thermodynamique, turboréacteur est considérablement meilleur que le statoréacteur, surtout pour les  $Mach < 1$ . Par contre la différence entre ces deux moteurs diminue pour des grands nombres de Mach.

## Rendement propulsif

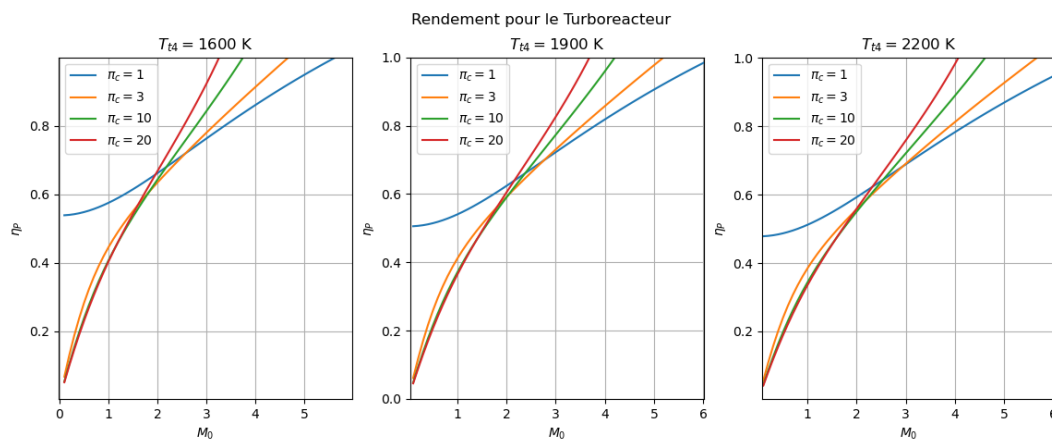


FIGURE 7 – Rendement propulsif en fonction du nombre de Mach



**En fonction du nombre de Mach** L'évolution du rendement propulsif s'inverse complètement à partir de Mach proche de 2,5 : Pour  $Mach < 2,5$  c'est les moteur avec un plus faible taux de compression qui sont meilleurs, par contre à partir de  $Mach = 2,5$ , c'est totalement l'inverse et c'est les moteurs avec de plus grands taux de compression qui sont meilleurs.

**En fonction du taux de compression** Pour un nombre de Mach fixé, et généralement inférieur à 2, l'augmentation du taux de compression présente un effet négatif sur le rendement, il vaut mieux dans ces régimes de vol prendre des compresseur avec des taux relativement petits. Par contre, pour des Mach supérieurs à 3, l'augmentation du taux de compression améliore le rendement. Ce qui nous donne alors une idée du lien entre régime de vol et taux de compression.

**En fonction de la température** On remarque qu'en augmentant la température, le rendement propulsif diminue quelque soit le régime du vol, et pour n'importe quel taux de compression.

**Comparaison entre turboréacteur et statoréacteur** On peut voir qu'en terme de propulsion, le statoréacteur reste meilleur que les turboréacteur mais ce uniquement pour des  $Mach < 2$ .

## Rendement global

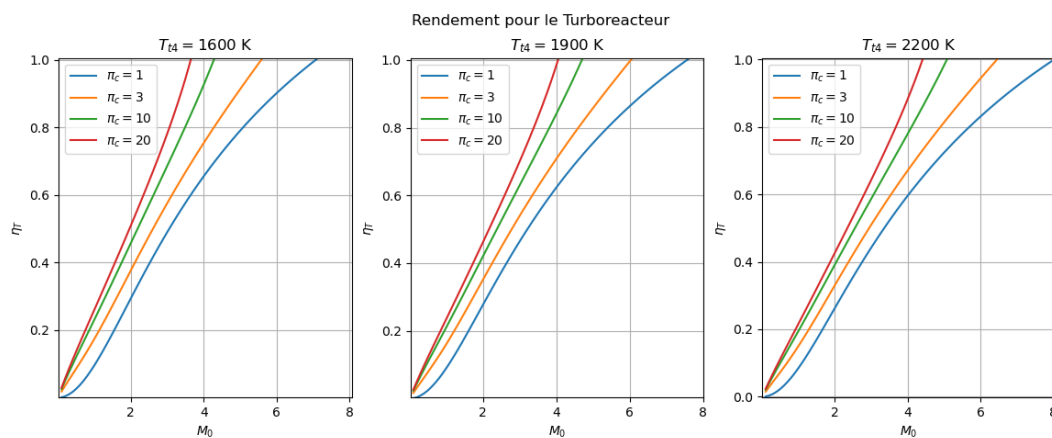


FIGURE 8 – Rendement global en fonction du nombre de Mach

**En fonction du nombre de Mach** Le rendement global augmente avec le nombre de Mach, et que les moteurs avec de plus grands taux de compression sont plus performants à des Machs plus grand.

**En fonction du taux de compression** Pour un régime de vol fixé, on constate que plus on augmente le taux de compression du moteur, plus le rendement devient intéressant. Et cette évolution proportionnelle au taux de compression et bien plus évidente pour des nombres de Mach plus grands.

**En fonction de la température** On remarque qu'en augmentant la température, le rendement global diminue quelque soit le régime du vol, et pour n'importe quel taux de compression, résultat très logique car l'évolution du rendement global en fonction de la température est la même que celle du rendement propulsif.

**Comparaison entre turboréacteur et statoréacteur** Les turboréacteurs sont globalement meilleurs que les statoréacteurs, et la différence est d'autant plus grande que le taux de compression.

On vérifie la cohérence de nos résultats en comparant avec les courbes données.

## Consommation spécifique

On calcule la consommation spécifique d'après la formule suivante

$$c_{sp} = \frac{f}{F_{sp}}$$

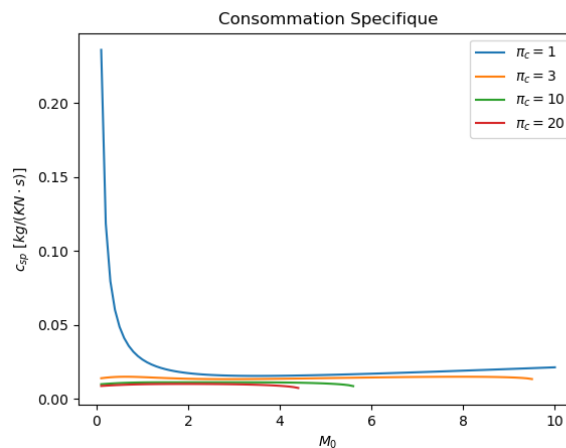


FIGURE 9 – Consommation Spécifique

Pour le statoréacteur on peut dire que la consommation spécifique de notre moteur devient minimale qu'on passe au régime supersonique, et qu'elle est beaucoup élevée pour  $Mach > 1$ , ce qui montre aussi la défaillance très connue pour ce type de moteur. On a confirmé qu'il existe une petite différence de consommation en variant  $T_{t4}$ , et c'est plus économique pour des températures  $T_{t4}$  plus petites. Si on regarde les turboréacteur, on confirme que le consommation spécifique est trop bas entre  $0 < Mach < 3$ .

### III. ATREX : AIR TURBO RAMJET EXPANDER CYCLE

Finalement, on regardera le moteur Air Turbo Ramjet Expander Cycle (ATREX). Premièrement, on ne modélisera pas le pré-refroidisseur afin de mieux comprendre son rôle sur notre moteur.

On a utilisé les plans présentés sur la Figure 10, et on a considéré  $M = 2.49$ . Dans le cas sans pré-refroidisseur, on a les diagrammes T-s et h-s présentés sur les Figures 12 et 13, respectivement.

Pour le cas avec le pré-refroidisseur, les diagrammes sont représentés sur les figures 14 et 15.

Paramètre	Valeur
$T_{s0}$	217 K
$C_p$	1004 J/(kg · K)
$C_{pH_2}$	10295 J/(kg · K)
$\gamma$	1.4
PCI	118 MJ/kg
$\pi_n$	6,67
$D_n$	180
PCI	118 MJ/kg
$T_{t5}$	2000 K

TABLE 2 – Paramètres pour le ATREX

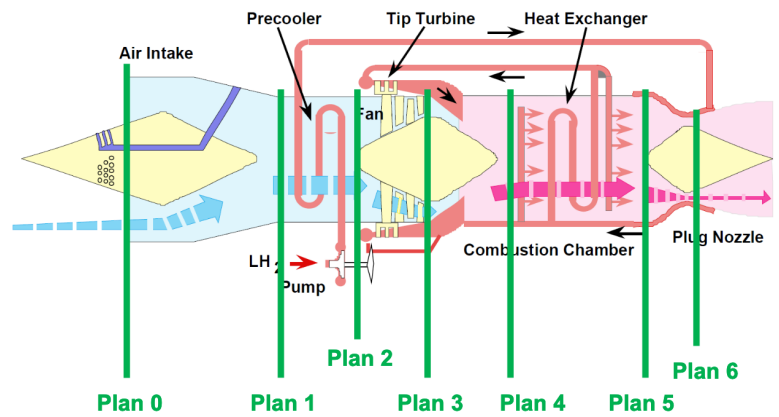


FIGURE 10 – Schema ATREX

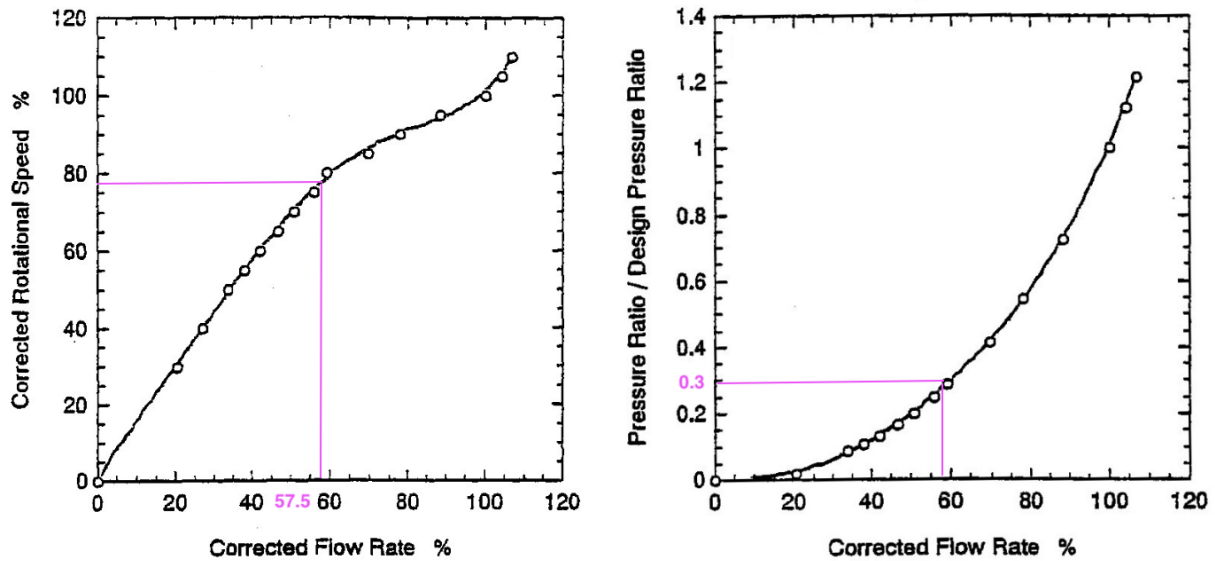


FIGURE 11 – Carte compresseur

## A. Analyse thermodynamique

### Plan 1

Ensuite, dans le plan 1, nous avons une perte de charges, qui sera modélisée par les équations suivantes. Donc, avec la pression totale calculée à partir du plan 0 et cette relation, nous pouvons trouver la pression totale du plan 1.

$$\begin{cases} \frac{P_{t1}}{P_{t0}} = 0.95 - 0.075(M_0 - 1)^{1,35} & , \text{ si } M > 1 \\ \frac{P_{t1}}{P_{t0}} = 0.95 & , \text{ si } M \leq 1 \end{cases}$$

Après, pour calculer la température totale  $T_{t1}$ , on utilise la relation suivante

$$\frac{T_{t1}}{T_{t0}} = \left( \frac{P_{t1}}{P_{t0}} \right)^{r/Cp}$$

### Plan 2

Si on considère un pré-refroidisseur ou l'échange de chaleur est parfait et sans pertes d'énergie, la variation d'enthalpie du fluide refroidissant et du fluide chaud sont égales.

$$h_{H_2s} + h_{air_s} = h_{H_2e} + h_{air_e}$$

$$C_{P_{H_2}}(T_{H_2s} - T_{H_2e}) = C_{P_{air}}(T_1 - T_2)$$

Alors,

$$P_{t2} = P_{t1} \left( \frac{T_{t2}}{T_{t1}} \right)^{Cp/r}$$

## B. Resultats sans pré-refroidisseur

### Rendement

On a utilisé cette équation pour interpoler linéairement le rendement dans l'intervalle  $40\% \leq \pi/\pi_n \leq 100\%$

$$\eta = 0.7 + \frac{0.95 - 0.7}{1 - 0.4} \left( \frac{\pi}{\pi_n} - 0.4 \right)$$

Le rendement augmente si  $D/D_n$  est plus grand, et par conséquent le  $N/N_n$  doit être grand aussi comme il ne dépend que de la température  $T_2$ . Finalement, pour avoir un rendement plus grand, on doit diminuer  $T_2$ . Mais, pour avoir un grand rendement, et une  $T_2$  minimale, on doit maximiser  $T_{H_2s}$ .

$$T_2 = T_1 - \frac{C_{P_{H_2}}}{C_{P_{air}}}(T_{H_2s} - T_{H_2e})$$

### Plan 3

Dans le plan 3, nous prenons en compte les effets du compresseur. Comme nous avons une carte compresseur qui nous a été donnée, cette étape se base sur la lecture de cette carte pour avoir le taux de compression.

Pour utiliser cette carte on calcule les paramètres  $\theta_2$  et  $\delta_2$  avec les équations suivantes

$$\begin{aligned} \theta_2 &= \frac{T_2}{288} \\ \delta_2 &= \frac{P_2}{1.013 \cdot 10^5} \end{aligned}$$

Après, on peut calculer  $N_n$  avec l'équation suivante. Avec ça, on utilise le premier graphique de la carte compresseur pour reussir  $D/D_n$ .

$$\frac{N}{N_n} = \frac{1}{\sqrt{\theta_2}}$$

Finalement, on prend  $\pi/\pi_n$  dans le deuxième graphe de la carte compresseur. Comme le  $\pi_n$  nous est donné, on peut trouver le taux de compression. Sachant qu'on a une compression isentropique, on peut calculer  $T_3$ .

$$\begin{cases} P_{t3} = \pi P_{t2} \\ T_{t3} = T_{t2} \left( \frac{P_{t3}}{P_{t2}} \right)^{r/Cp} \end{cases}$$

## Diagrammes

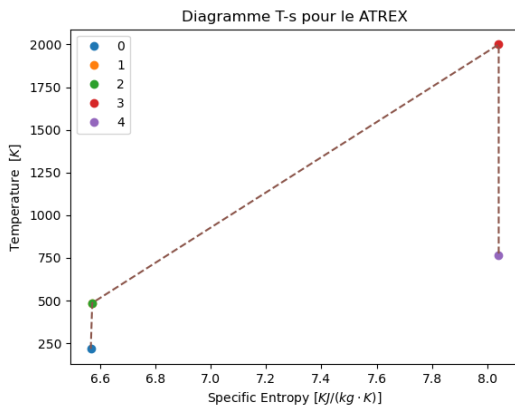


FIGURE 12 – Diagramme T-s pour le ATREX sans cooler

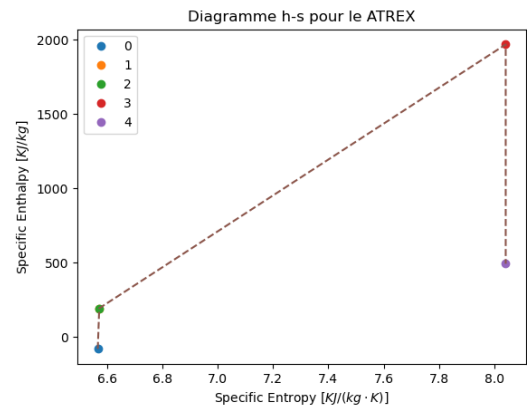


FIGURE 13 – Diagramme h-s pour le ATREX sans cooler

### C. Resultats avec pré-refroidisseur

## Diagrammes

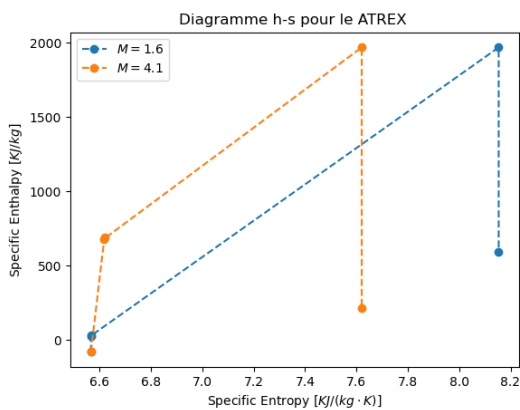


FIGURE 14 – Diagramme T-s pour le ATREX

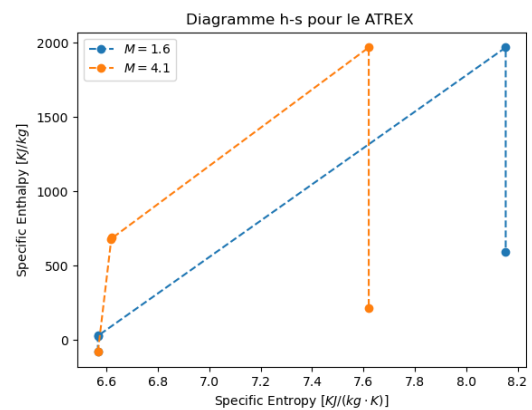


FIGURE 15 – Diagramme h-s pour le ATREX

## Domaine de vol

Pour étudier le domaine de vol on a une contrainte du compresseur, qui est fournie pour l'intervall  $0 < 1/\sqrt{\theta} < 1.20$ , donc on doit regarder les situations où  $\theta > 1.20^{-2}$ .

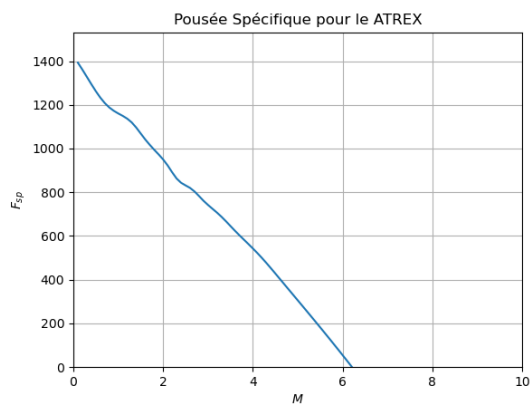


FIGURE 16 – Pousée Spécifique pour l'ATREX

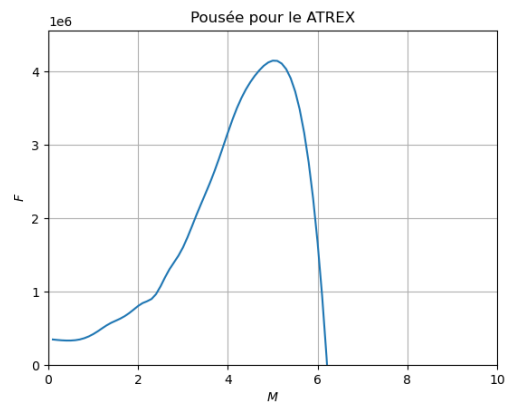


FIGURE 17 – Pousée pour l'ATREX

Alors, on peut conclure que l'ATREX a atteint son objectif d'avoir le comportement du turbo-réacteur entre  $0 < Mach < 3$  et le comportement du statoréacteur entre  $3 < Mach < 6$ . Cette combinaison est une optimisation très bénéfique car, comme on peut voir dans la première section de ce rapport, le turbo-réacteur a une performance très efficace  $0 < Mach < 3$  aussi comme le statoréacteur est aussi optimisé pour opérer  $3 < Mach < 6$ .