

BE Propulsion

Andres QUINTELA, Lorenzo SANMARTIN, Konstantin BRUEKER

January 21, 2019

1 Variation de T_{t4}

La température à la sortie de la chambre de combustion T_{t4} est la température maximale dans le moteur. D'une façon intuitive, l'énergie de l'air est liée à sa température, donc l'augmentation de T_{t4} signifie que l'énergie interne de l'air est plus élevée. Cela permet les turbines d'extraire l'énergie nécessaire et l'excès d'énergie dans l'air sera supérieure. Cependant, l'énergie interne n'est pas égale à celle qui est disponible pour être utilisée. Ainsi, seulement une partie de l'énergie additionnelle qu'on génère peut être utilisée pour pousser l'avion, c'est à dire, une fraction de l'énergie sera transformée en cinétique mais l'énergie interne sera aussi plus élevée. Comme résultat, le gaz d'échappement est plus chaud. Dite autrement, le gaz possède plus d'énergie interne que sera dissipée.

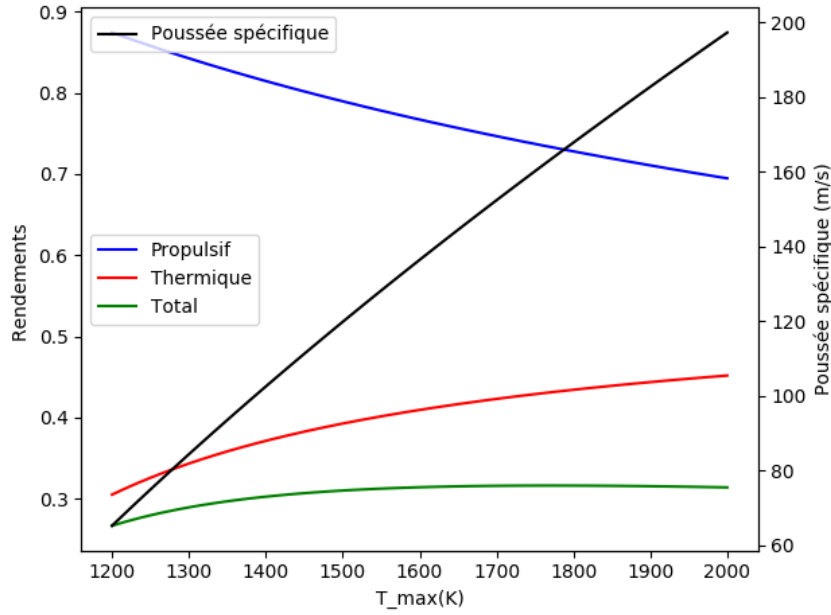


Figure 1: Variation des rendements et de la poussée spécifique avec la température maximal du moteur.

La rendement thermique est le rapport entre l'énergie donnée à l'air par le moteur et la quantité d'énergie générée par le processus de combustion. On observe que en modifiant T_{t4} la vitesse en sortie de l'air est le paramètre qui change le plus, donc le rendement thermique augmente à haut vitesse. Pour cela, il est utile de regarder les équations du rendement thermique et propulsif, qui sont respectivement:

$$\eta_T = \frac{(1+f)v_e^2 - v_0^2}{Qf} ; \quad \eta_p = \frac{T v_0}{(1+f)v_e^2 - v_0^2} \quad (1)$$

D'autre, le rendement propulsif est la puissance de l'avion divisé par l'énergie par seconde fourni à l'air. Comme ce dernier terme croît quand on augmente la température maximale, le rendement propulsif devient plus petit. Cependant, l'augmentation de température est favorable pour le rendement totale, comme on constate dans la Figure 1.

De plus, la poussée spécifique, définie par l'équation

$$F_s = \frac{F}{\dot{m}} = (1 + f)V_e - V_0 \quad (2)$$

augmente fortement (ligne noire de la figure) avec la température, ce qui est évident puisque la vitesse du gaz d'échappement, V_e , est plus haut et la vitesse initiale reste constante. Ainsi, on accélère plus l'air ce qui permet de réduire le débit d'air pour obtenir la même poussée.

Les moteurs actuels peuvent atteindre des températures à la sortie de la chambre de combustion que sont près de $1600^\circ C$ (Trent 1000). La température est limitée principalement par les matériaux utilisés dans les aubes de la turbine, des alliages de Nickel qui deviennent faibles à haute température. Pour cela, les aubes monocristallines sont utilisées parce que, ce qui augmente le module de Young de l'aube. Ainsi, les pales de nouvelle génération ont des systèmes de refroidissement et une couche extérieure de composite qui permet d'atteindre des températures supérieures au point de fusion du métal.

Ainsi dans la Figure 1 on a choisi un domaine de la température de $1200^\circ C$ jusqu'à $2000^\circ C$ pour évaluer les effets qui se produisent en réalisant une turbine de nouvelle génération. On constate, que le rendement total se stabilise à partir de $1600^\circ C$. Ce phénomène est produit par les courbes opposées des deux rendements particuliers. Tandis que le rendement stagne, la poussée spécifique augmente continûment. Une température maximale plus haute serait ainsi souhaitable.

2 Variation du taux de compression

Le taux de compression est un paramètre caractéristique des compresseurs. La compression permet au gaz de stocker de l'énergie interne qui peut se récupérer avec une expansion, même si une fraction de l'énergie sera perdue en forme de chaleur. Cet expansion aura lieu dans la turbine, laquelle aura besoin de plus d'énergie qu'elle transmettra au compresseur pour obtenir une compression plus élevée. En conséquence, l'énergie finale du gaz est inférieure à celle fournie pendant la compression, donc les rendements augmenteront très lentement quand on comprime plus l'air. Cependant, on vise à concevoir des moteurs avec un taux de compression haute parce que ce taux a des effets positifs sur les rendements propulsif et thermique et, par conséquent, sur le rendement totale, comme on peut voir sur la Figure 2

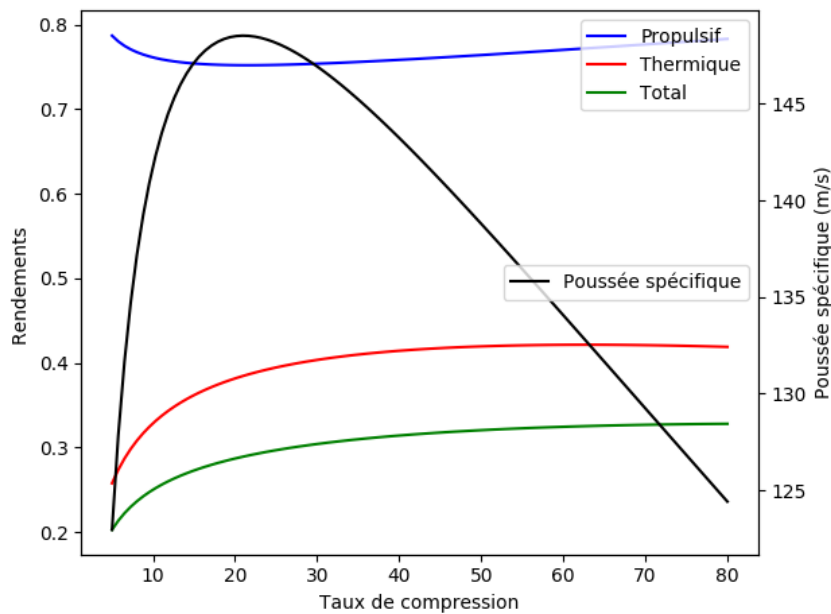


Figure 2: Variation des rendements et de la poussée spécifique avec le taux de compression.

La courbe de la poussée spécifique, définie par l'équation (2) indique une poussée spécifique maximale à un taux de compression près de 22. La valeur de la poussée spécifique maximale dépend de la vitesse de vol de l'avion, elle diminue avec la vitesse puisque la compression est obtenue en freinant l'air à l'entrée, donc le compresseur n'a aucun effet. À vitesse de vol constante, la poussée spécifique baisse continûment, tandis que le rendement thermique augmente. En cas d'un avion de chasse avec des turboréacteur simple flux on voudrait choisir le point où la poussée spécifique

est maximale, ce qui est lié à une consommation spécifique minimale. Par contre, pour les avions civils avec les turbofans comme dans ce cas ici, on choisirait un taux plus haut avec un rendement thermique plus haut pour économiser carburant.

Néanmoins, la compression dans un turbofan est fait par étapes où la compression maximale est limitée par le décollement dans les pales du compresseur. La compression entre deux étapes consecutives provoque un gradient de pression adverse que favorise le décollement. Ainsi, le limite de compression par étape est imposé par le nombre de Haller: le rapport de vitesses après et avant la compression doit être supérieur à $H = 0.72$. Par conséquent, pour atteindre une compression plus élevée il faudra ajouter plus d'étapes, ce qui a un impact négatif sur le poids et les dimensions du moteur, qui devient plus lourd, et réduit l'efficacité du compresseur. Les moteurs de nouvelle génération sur les avions à passagers ont un taux de compression d'environ 50, tandis que les avions supersoniques n'ont pas besoin d'une compression si forte puisque la compression est obtenue en arrêtant l'air. En effet, à $M = 3$ le compresseur n'est plus nécessaire, mais les turbofans ne sont pas utilisés à ce vitesse. On a décidé de calculer les rendements pour des taux d'entre 20 et 80 pour observer le rendement des avions supersoniques avec un taux de compression bas, comme le Concorde ($\pi_c = 20$) et pour comprendre pourquoi les fabricants de moteurs augmentent le taux de compression ($\pi_c > 50$).

3 Taux de dilution

Le turbofan obtient de la poussée de deux façons différentes: avec un turboréacteur et avec un fan. Le rapport entre l'air accéléré par le fan et ce du turboréacteur est le taux de dilution λ . Le réacteur est utilisé pour entretenir le compresseur et le fan. L'énergie restant accélère l'air et donne de la poussée supplémentaire.

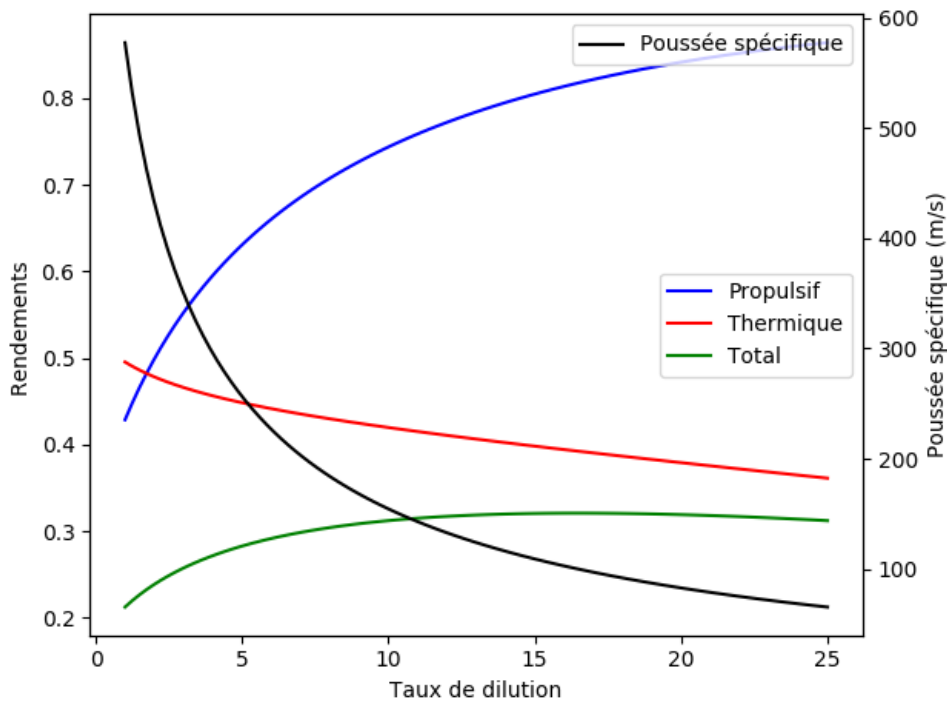


Figure 3: Variation des rendements et de la poussée spécifique avec le taux de dilution.

L'augmentation du taux de compression est équivalent à changer la distribution de génération de poussée du moteur puisque plus d'air passera par le fan. Ainsi, la plupart de l'énergie du réacteur est utilisée pour fournir le fan en lieu de accélérer le gaz. Cela affecte considérablement les rendements de l'avion, comme on observe sur la Figure 3, où le limite inférieur représenté est le cas d'un réacteur pur et le supérieur est environ le taux de dilution d'un avion de nouvelle génération. Le comportement des rendements devient plus facile à comprendre si l'on revient à l'équation ???. En ce qui concerne au rendement thermique, si l'on suppose que le génère la même poussée quand on augmente λ , la vitesse en sortie sera plus petite puisque l'énergie cinétique de l'air est transmise au fan à travers la turbine. Ce diminution de la vitesse de sortie fait augmenter

le rendement propulsif, qui est proportionnelle à v_e^2 . L'augmentation du rendement propulsif est dû principalement au même phénomène, mais il y a aussi une petite réduction sur la quantité de combustible utilisée. En conséquence, le rendement total croît légèrement avec le taux de dilution.

Par contre, la poussée spécifique est négativement affectée par la croissance du taux de dilution parce que elle est une mesure de la poussée générée par unité de masse d'air. Un fan crée de la poussée en accélérant une grande quantité d'air à basse vitesse, tandis qu'un réacteur accélère une masse plus petite à haute vitesse. Ainsi, pour une même poussée, le fan aura besoin de bouger une masse d'air supérieur. Dite autrement, la poussée spécifique d'un fan est plus petite que celle d'un réacteur. Si on augmente le taux de dilution, la plupart de la poussée est originée par le fan, donc la poussée spécifique décroît.

Le taux de dilution est limité par la taille des moteurs. Bien que les fabricants fassent des moteurs plus grands pour augmenter le taux de dilution, ils doivent faire des astuces pour atteindre leur objectif. Ainsi, certains modèles de moteurs sont aplatis pour ne pas toucher le sol pendant le décollage et atterrissage,

4 L'élément du turbofan plus important

Il est difficile de déterminer quel composant d'un turbofan a la plus d'influence sur le performance globale parce qu'un moteur peut être optimise pour obtenir des caractéristiques très différents, et aussi le rendement globale varie avec la vitesse. Pour voir quel élément a une influence plus grande dans le rendement total du moteur, on a fait varier chacun des rendements entre 0.75 et 1. On peut voir les résultats dans la figure qui suivre.

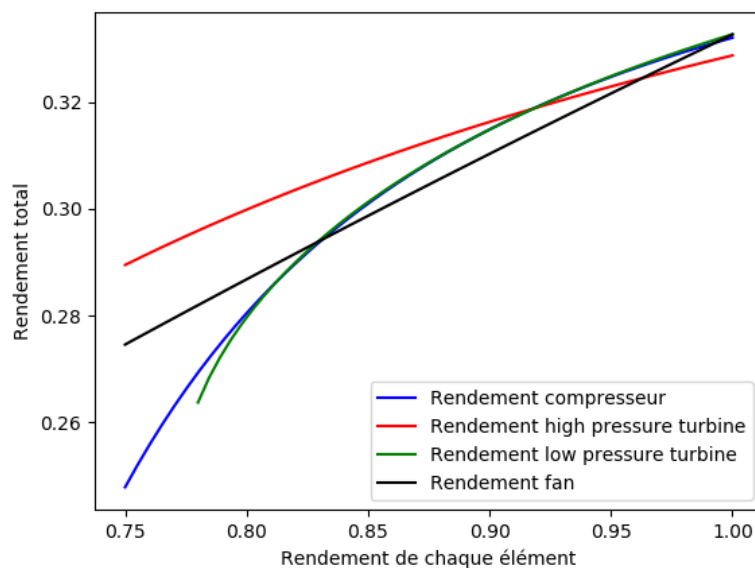


Figure 4: Variation du rendement totale pour des différents rendements pour chacun des éléments

On peut donc conclure que le compresseur a l'influence plus grande sur le rendement total de l'avion car sa modification cause une grande variation dans le rendement total. Aussi, en regardant un graphe enthalpie-entropie on peut voir comme si on décroît l'efficacité polytropique du compresseur, l'énergie qu'on peut obtenir du gaz en sortant de la chambre de combustion décroît considérablement. Cette influence diminue le rendement propulsif car la vitesse de l'écoulement en sortant le réacteur est diminué.

References

- [1] Trent 1000 – rolls-royce.
- [2] Philip G Hill and Carl R Peterson. Mechanics and thermodynamics of propulsion. *Reading, MA, Addison-Wesley Publishing Co., 1992, 764 p., 1992.*