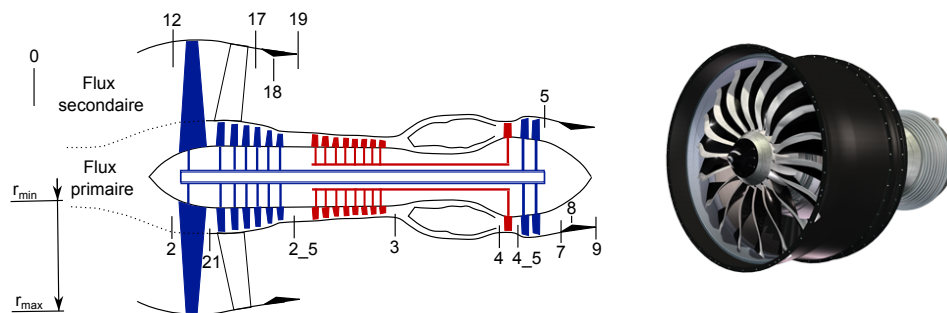


BE 10 - Modèle Turbofan

En séance : construction d'un modèle de cycle paramétrique (intensif conseillé)



Sur la base des informations du LEAP-1A en croisière ($M_0 = 0,78$, alt = 35 000 ft, soit $P_0 = 227$ hPa, $T_0 = 217$ K), on cherche à construire un modèle de cycle permettant le calcul du débit d'air, de la taille du moteur (r_{max}) sa consommation de carburant (conventionnelle et spécifique), et des rendements, cela à partir d'un objectif de poussée.

On retiendra un modèle double-corps double-flux, avec les hypothèses simplificatrices suivantes :

- les tuyères sont adaptées ;
- le taux de compression du compresseur BP (entre le fan et le compresseur HP) est adapté en fonction de celui du fan (π_f), et de celui du compresseur HP (π_{CHP}) pour atteindre le taux de compression global (OPR) souhaité ;

Pertes de charge entrée d'air ξ_e	0,98
Rendement polytropique compresseur η_c	0,9
Rendement polytropique fan η_f	0,92
Rendement de combustion η_{comb}	0,99
Perte de charge chambre de combustion ξ_{cc}	0,95
Rendement mécanique sur l'arbre η_m	0,98
Rendement polytropique turbine HP $\eta_{t,HP}$	0,89
Rendement polytropique turbine BP $\eta_{t,BP}$	0,90
Pertes de charge tuyères éjection (p/s) ξ_{tuy}	0,98
Température totale de fin de combustion T_{t4}	1600 K
Taux de compression global (ou OPR) $\pi_c = P_{t3}/P_{t2}$	40
Taux compresseur Haute Pression $\pi_{CHP} = P_{t3}/P_{t25}$	22

Approx Gaz parfait : $r = 287 \text{ J.kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$ et $r^* = 291,6 \text{ J.kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$; $\gamma = 1,4$ et $\gamma^* = 1,33$ (grandeurs étoilées après combustion). Pouvoir calorifique inférieur du kérosène $P_k = 42\,800 \text{ kJ/kg}$.

La poussée en croisière visée est de 21 000 N. Le LEAP-1A a un taux de dilution $\lambda = \dot{m}_s/\dot{m}_p$ (BPR) de 11. Le taux de compression du fan (π_f) est de 1,4. On se propose d'utiliser ces paramètres de conception pour initier le modèle, et vérifier que le moteur souscrit à la contrainte de taille, à savoir que son diamètre est inférieur à 2m, permettant ainsi son intégration sur avion. Les différents composants ont les caractéristiques suivantes. Pour tous types de moteurs, on cherche à restreindre le nombre de Mach à l'entrée du plan fan autour de 0,6 pour minimiser les effets de compressibilité en bout de pale. Enfin, les fans modernes ont un rapport de moyeu (r_{min}/r_{max}) qui se situe autour de 0,3.

Construire le modèle à partir du logiciel de votre choix (excel, Matlab, Python, ...), en intégrant le fait qu'une étude paramétrique est à réaliser hors séance.

Hors séance : préparation d'un compte rendu de 4 pages maximum

En justifiant vos réponses à l'aide de résultats issus du modèle que vous avez développé (et de recherches bibliographiques si besoin), travaillez les trois questions suivantes :

1. Sur la base des ces deux premières séances, indiquez pourquoi le rendement de l'architecture turbofan est meilleur que celui de l'architecture turbojet ? Quel est l'inconvénient principal du turbofan ?
2. Sur la base du moteur de référence que vous venez de modéliser, étudiez l'évolution du rendement thermique en fonction du taux de compression (OPR), pour plusieurs valeurs de la T_{t4} , sans faire varier les autres paramètres. Que concluez vous ?
3. Sur la base du moteur de référence que vous venez de modéliser, étudiez l'évolution du rendement global en fonction du taux de dilution (BPR), pour plusieurs valeurs du taux du fan, sans faire varier le autres paramètres. Que concluez vous ?
4. À partir des deux études précédentes, indiquez de quelle manière on doit faire évoluer les paramètres de conception (OPR, BPR, T_{t4} , π_f) pour faire progresser la performance du LEAP, tout en respectant la contrainte de taille ?

Compte rendu de 4 pages maximum au format .pdf à télécharger sur le LMS avant le jeudi 19 janvier 2023 à 10h30 (début amphi restitution).

Rappel sur les indicateurs de performance

Puissance propulsive	$\dot{W}_{pr} = F \cdot V_0$
Puissance du cycle	$\dot{W}_{cy} = \frac{1}{2}\dot{m}_p((1 + \alpha)V_9^2 - V_0^2) + \frac{1}{2}\dot{m}_s(V_{19}^2 - V_0^2)$
Puissance chimique de combustion	$\dot{W}_{chim} = \dot{m}_k P_k$

On calcule les rendements thermique, propulsif et global conformément aux définitions suivantes :

$$\eta_{th} = \frac{\dot{W}_{cy}}{\dot{W}_{chim}}, \quad \eta_{pr} = \frac{\dot{W}_{pr}}{\dot{W}_{cy}}, \quad \eta = \eta_{th} \cdot \eta_{pr}$$

$$C_s = \frac{\dot{m}_k}{F} \quad (kg.h^{-1}.daN^{-1})$$

$$f^{sp} = \frac{F}{\dot{m}} \quad (m.s^{-1})$$
