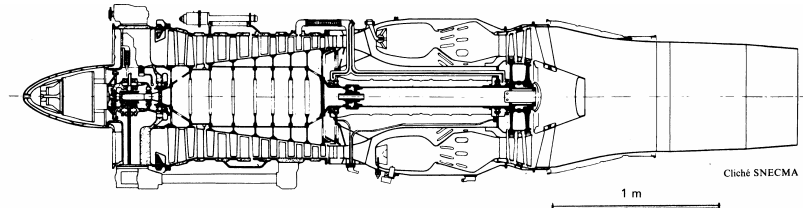


TURBOREACTEURS Site web du cours :

<http://opus.grenet.fr/dokeos/ujf/courses/TMT/index.php>

1 Exercice : Turboréacteurs SNECMA 8K50 et SNECMA 9K50



Le SNECMA 8K50 est un turboréacteur simple flux.

Les conditions d'entrée de l'air sont : pression = 1 bar, température = 15°C

- Le débit nominal est $\dot{m} = 71.2 \text{ kg/s}$
- Le rapport de pression du cycle est $P_2/P_1 = 6.15$
- La température d'entrée turbine est 1198 K.
- Le rendement isentropique de compression est 85%
- Le rendement isentropique de détente-turbine est 88%, et de détente-tuyère est de 96%,
- Les propriétés de l'air sont : $C_p = 1 \text{ kJ/(kg.K)}$, $\gamma = 1.4$,
- Les propriétés des gaz sont $C_{pg} = 1.17 \text{ kJ/(kg.K)}$, $\gamma_g = 1.34$
- Le pouvoir calorifique inférieur du combustible est $PCI = 42 \cdot 10^6 \text{ J/kg}$

1. Représentez le cycle dans le diagramme (T, S) . Déterminez la température et la pression en chaque point du cycle.
2. Calculez les puissances de compression, de combustion, de détente-turbine.
3. Pour la détente-tuyère, calculez la puissance utile, en déduire la vitesse de sortie des gaz. Calculez la poussée et la poussée intrinsèque.
4. Déterminez le rendement thermique, le rendement propulsif, et la consommation spécifique.
5. Le réacteur 9K50 est une variante du 8K50 qui comporte un dispositif de post-combustion permettant une réchauffe des gaz à 2180 K. On étudie cette variante avec les mêmes paramètres que les questions précédentes, avec la post-combustion en fonctionnement :
 - Dessinez le schéma de principe de cette variante.
 - Pour les nouveaux points du cycle (sortie post-combustion, sortie tuyère) : mettez-à-jour le diagramme (T, S) , et calculez les nouvelles températures.
 - Déduisez-en la puissance de post-combustion, la puissance utile, la vitesse de sortie des gaz, la poussée, le rendement thermique, le rendement propulsif, et la consommation spécifique.
6. Démontrez que la poussée et la vitesse de sortie des gaz sont augmentés d'un facteur $\sqrt{T'_4/T_4}$ avec la post-combustion (T_4 étant la température des gaz en sortie de turbine, et T'_4 étant la température des gaz réchauffés en fin de post-combustion). Vous vérifierez que ces résultats s'appliquent aux résultats trouvés précédemment.

2 Exercice : Turboréacteur Larzac 04 SNECMA-TURBOMECA

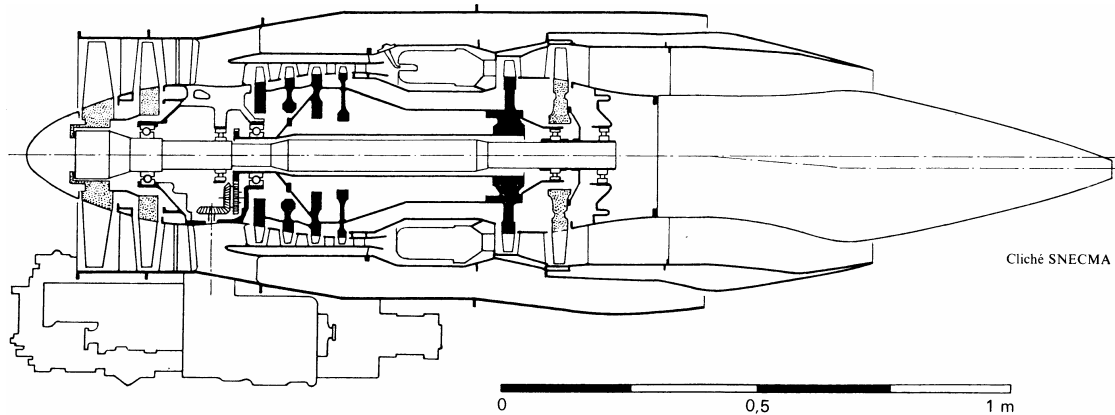


FIGURE 1 – Coupe d'un turboréacteur compound à double flux Larzac 04 SNECMA-TURBOMECA. Longueur 1,18 m. Diamètre max 602 mm, Masse 290 kg.

Réacteur à double-flux à détente séparée

Un avion à réaction de type ALPHAJET est au point fixe décollage sur l'aérodrome de Nice (altitude 0) en atmosphère standard (15 °C - 1 bar). Cet appareil est équipé de 2 turboréacteurs double flux Larzac 04. Chaque réacteur est constitué de :

- Un compresseur basse pression sans diffuseur à l'entrée. Ce compresseur est de type axial à 2 étages identiques avec un rapport de pression par étage de 1,5. Le flux d'air sortant du compresseur se divise en deux parties :
 - flux froid qui se détend directement dans l'atmosphère à travers une tuyère annulaire,
 - flux chaud qui entre dans le compresseur haute pression.
- Un compresseur Haute Pression de type axial à 4 étages identiques avec un rapport de pression par étage de 1,45.
- Une chambre de combustion annulaire
- Une turbine à 2 étages, le premier entraîne le compresseur HP, le deuxième étage entraîne le compresseur BP.
- Une tuyère de détente

Les caractéristiques du réacteur sont les suivantes :

- Débit nominal : $\dot{m} = 27 \text{ kg/s}$,
- taux de dilution : 1,2
- Température de sortie de chambre de combustion : 1140 °C
- Rendement de compression (tous étages) : 0,85
- Rendement de détente (tous étages) : 0,85
- Rendement de tuyère (flux froid) : 0,921
- Rendement de tuyère (flux chaud) : 0,902
- C_p air : 1 kJ/(kg.K)
- C_{pg} gaz brûlés : 1,1 kJ/(kg.K)
- γ air : 1,4
- γ_g gaz brûlés : 1,35
- PCI kérozène : 41000 kJ/kg
- ρ_0 air : 1,293 kg/m³ à 0°C et 1 bar

- on néglige la vitesse à l'entrée des tuyères.

Questions

- a - Etude de la compression BP :
 - Calculez la pression et la température réelle à la sortie du compresseur BP,
 - Calculez la puissance totale absorbée par le compresseur BP,
 - En déduire la vitesse de l'air à la sortie de la tuyère "flux froid".
- b - Etude de la compression HP :
 - Calculez la pression et la température réelle en sortie du compresseur HP.
 - Déterminez le débit d'air "flux chaud". En déduire la puissance totale absorbée par le compresseur HP.
- c - Etude de la détente
 - 1^{er} étage : quelle est la puissance fournie par le 1^{er} étage ? En déduire la pression et la température en sortie du 1^{er} étage turbine.
 - 2^{ème} étage : Quelle est la puissance fournie par le 2^{ème} étage ? En déduire la pression et la température en sortie du 2^{ème} étage turbine.
- d - Quelle est la poussée totale du réacteur au point fixe ? Calculez la quantité de chaleur fournie au réacteur. En déduire la consommation spécifique en carburant (en kg/(daN.h)).

3 Exercice : Turboréacteur SNECMA M53

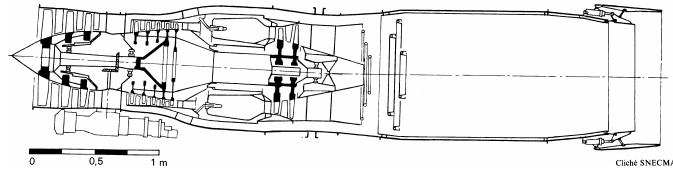


FIGURE 2 – Turboréacteur double flux avec postcombustion M 53 SNECMA. Longueur totale 4,85 m ; Diamètre hors tout 1,04 m ; Masse 1360 kg

Un avion à réaction de type Mirage 2000 est au point fixe décollage sur l'aérodrome de Brest (altitude 0) en atmosphère standard (15 °C - 1 bar). Cet appareil est équipé d'un turboréacteur double flux SNECMA M 53.

On considère le turboréacteur double-flux à dilution avec postcombustion SNECMA M53. Les caractéristiques du réacteur sont les suivantes :

- Le débit total au point fixe au sol est de 65 kg/s. Le débit froid représente 28% du débit total. Le rapport des pressions extrêmes est de 8,5. Le rapport des pressions du compresseur basse pression est de 3,2.
- La température d'entrée turbine est de 1500 K,
- La température de fin de post-combustion est de 2300 K,
- Le rendement isentropique des compressions est de 0,86
- Le rendement isentropique de turbine est 0,88
- Le rendement isentropique de tuyère est 0,95
- Les propriétés de l'air sont : $C_p = 1 \text{ kJ}/(\text{kg.K})$; $\gamma = 1,4$
- Les propriétés des gaz brûlés sont : $C_{pg} = 1,17 \text{ kJ}/(\text{kg.K})$; $\gamma_g = 1,34$
- PCI kérozène : 42000 kJ/kg
- On néglige la vitesse à l'entrée des tuyères.

Questions

Première partie : étude au point fixe au sol sans postcombustion

- Calculez la température et la pression de chaque point du cycle, ainsi que les puissances de chaque transformation et la vitesse de sortie des gaz.
- Déterminez les rendements thermiques et exergétiques, la poussée, et la poussée intrinsèque.
- Calculez la consommation de combustible, et la consommation spécifique.

Seconde partie : étude au point fixe au sol avec postcombustion,

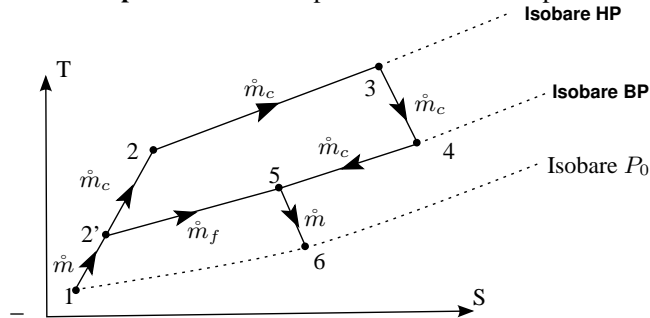
- Reprenez l'étude précédente en vous limitant aux nouveaux points et aux nouvelles valeurs.

Troisième partie : Le Mirage 2000 vole à Mach 2.2 à 10 000 m d'altitude, avec post-combustion, on demande :

- la pression et la température de l'air à 10 000 m d'altitude,
- la célérité du son et la vitesse de l'avion,
- la pression P_1 et la température T_1 , en prenant $\eta_d = 0.96$ comme rendement isentropique du diffuseur,
- la température et la pression de chaque point du cycle, ainsi que les puissances de chaque transformation (prendre 1640 K en température d'entrée turbine, le débit massique d'air et les rapports de pression sont les mêmes),
- les rendements thermiques et exergétiques, la poussée, et la poussée intrinsèque,
- le rendement propulsif et le rendement thermopropulsif,
- la consommation de combustible, et la consommation spécifique.

Réponses

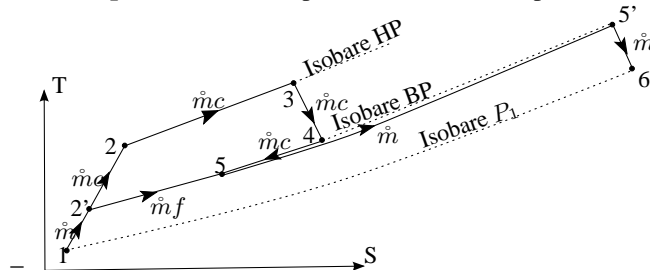
Première partie : étude au point fixe au sol sans postcombustion



	P (Bar)	T (K)	Transformation	Puissance	(en kW)
1	1	288	Compression BP	\mathcal{P}_{cBP}	8 515
2'	3.2	419	Compression HP	\mathcal{P}_{cHP}	7 347
2	8.5	576	Détente turbine	\mathcal{P}_t	15 863
3	8.5	1500	Combustion	\mathcal{P}_{comb}	55 177
4	3.2	1210	Puissance utile	\mathcal{P}_u	18 708
5	3.2	1012	Vitesse sortie	V_s	758m/s
6	1	766			

- $\eta_{th} = 33.9\%$,
- $\eta_{ex} = 41.9\%$,
- $F = 49\,316\text{ N}$,
- $\Pi = 1.41$
- conso = 1.313 kg fioul/s , CS=0.96 kg/(daN.h)

Seconde partie : étude au point fixe au sol avec postcombustion,



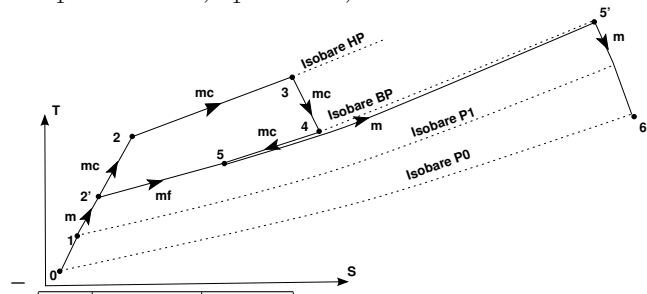
	P (Bar)	T (K)	Transformation	Puissance	(en kW)
5'	3.2	2300	PostCombustion	\mathcal{P}_{comb2}	97 952
6'	1	1736	Puissance utile	\mathcal{P}_u	42 892
			Vitesse sortie	V_s	1149 m/s

- $\eta_{th} = 28\%$,
- $\eta_{ex} = 32\%$,
- $F = 74\,672\text{ N}$,
- $\Pi = 2.14$
- conso postcombustion = 2.33 kg/s , conso totale = 3.645 kg/s CS=1.76 kg/(daN.h)

Troisième partie : Le Mirage 2000 vole à Mach 2.2 à 10 000 m d'altitude, avec post-combustion, on demande :

- $T = 222\text{ K}$, $P = 26374\text{ Pa}$, $\rho = 0.414\text{ kg/m}^3$,
- la célérité du son est $c = 299\text{ m/s}$, la vitesse de l'avion $V_0 = 657\text{ m/s}$,

- $P_1 = 2.653 \text{ bar}$, $T_1 = 438 \text{ K}$,



	P (Bar)	T (K)
1	2.653	438
2'	8.49	639
2	22.55	878
3	22.55	1640
4	8.49	1197
5	8.49	1058
5'	8.49	2300
6	0.264	1020

Transformation	Puissance	(en kW)
Compression BP	\mathcal{P}_{cBP}	13 065
Compression HP	\mathcal{P}_{cHP}	11 185
Détente turbine	\mathcal{P}_t	24 250
Combustion	\mathcal{P}_{comb}	48 709
Postcombustion	\mathcal{P}_{comb2}	68 007
Puissance utile	\mathcal{P}_u	97 340
Vitesse sortie	V_s	1 730 m/s

- $\eta_{th} = 83.4\%$,
- $\eta_p = 55\%$,
- $\eta_{thp} = 46\%$,
- $F = 69\,745 \text{ N}$,
- $\Pi = 1.62$