

Fiche-guide de TD sur la modélisation de turboréacteurs

1) Objectifs du TD

L'objectif du projet est d'étudier le fonctionnement des turboréacteurs et de montrer comment on peut les modéliser de manière réaliste avec ThermoOptim.

Le TD permet aux élèves de construire des modèles de turboréacteurs de complexité croissante :

- simple flux au point fixe au sol avec une variante d'une turbine à gaz munie d'une tuyère
- simple flux en vol avec diffuseur d'entrée
- configuration à post-combustion et à double flux.

Les élèves sont ainsi amenés à réfléchir au comportement des tuyères et diffuseurs, qui ne font pas partie des composants du noyau de ThermoOptim, mais existent sous forme de transfos externes.

On leur demande d'effectuer un premier paramétrage du modèle sur la base des valeurs fournies dans l'énoncé, puis de réaliser des études de sensibilité en jouant sur des paramètres comme le rapport de compression et la température d'entrée turbine.

Ce TD relativement compliqué s'adresse à des élèves ayant déjà étudié les turbines à gaz. Si ce n'est pas le cas, il faut prévoir qu'ils le fassent comme activité préalable.

Le présent document est un extrait de la fiche-guide complète avec résultats, qui est réservée aux enseignants. C'est pour cette raison que la numérotation des figures comporte des lacunes.

2) Références

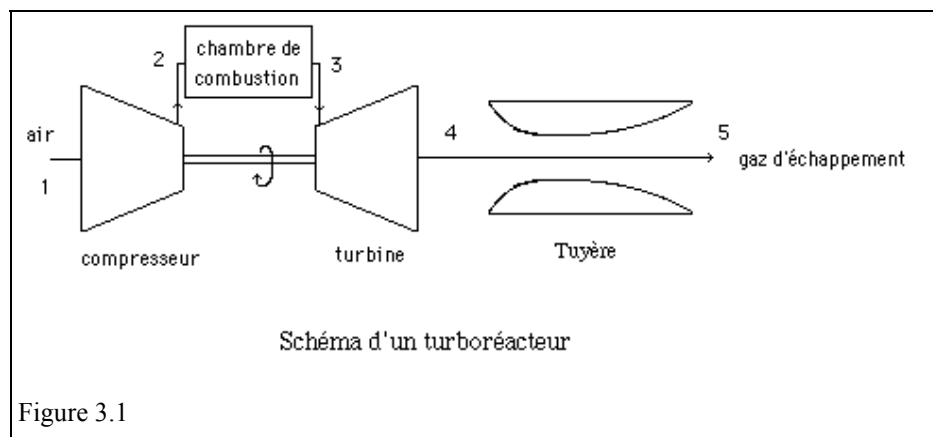
R. BIDARD, J. BONNIN, *Energétique et turbomachines*, Collection de la DER d'EDF, Eyrolles, Paris, 1979.

M. GIRAUD, J. SILET, *Turbines à gaz aéronautiques et terrestres*, Techniques de l'Ingénieur, Traité Mécanique et chaleur, B 4 410.

3) TD principal

3.1 Enoncé

Un turboréacteur du type de ceux qui sont généralement utilisés dans l'aviation est une simple modification d'une turbine à gaz à cycle ouvert : la turbine est dimensionnée pour seulement entraîner le turbocompresseur (figures 3.1). En sortie de turbine, l'énergie excédentaire disponible dans les gaz à hautes pression et température est convertie en énergie cinétique dans une tuyère. La poussée résulte de la différence de quantité de mouvement entre l'air aspiré et les gaz rejetés.



Une des particularités des turboréacteurs est qu'ils fonctionnent dans des conditions très variables de pression et de température : au niveau de la mer, au décollage et à l'atterrissage, la pression est voisine de 1 bar, et la température ambiante peut atteindre 40 °C. En vol, la pression baisse du fait de l'altitude, et atteint quelques dixièmes de bar, tandis que la température descend en dessous de - 40 °C.

L'objectif du travail est d'étudier un tel cycle et de le modéliser avec Thermoptim, en utilisant les composants externes "nozzle" et "diffuser" représentant respectivement la tuyère et le diffuseur.

Dans la première partie du TD, l'avion sera supposé au point fixe au sol, et le turboréacteur à simple flux. Le diffuseur ne jouant aucun rôle, les élèves pourront se contenter de modéliser le moteur en ajoutant une tuyère en sortie d'une turbine à gaz simple et en équilibrant la puissance de la turbine avec celle du compresseur pour trouver la pression d'entrée tuyère.

Dans la seconde partie portant sur l'étude du moteur en vol, la surpression dynamique due à la vitesse de l'avion sera prise en compte grâce à un diffuseur d'entrée.

Dans la troisième partie, des études de sensibilité réalisées sur le modèle mis au point précédemment permettront d'étudier l'influence des principaux paramètres constructifs sur les performances du turboréacteur.

On suppose dans ce qui suit que le compresseur et la turbine ont des rendements polytropiques égaux à 0,9, que la température d'entrée turbine est égale à 1200 °C et que le débit d'air aspiré vaut 65 kg/s, et qu'en vol, l'avion est à l'altitude de 10 km..

3.2 Modèles de tuyère et de diffuseur

Si on peut légitimement faire l'hypothèse que la tuyère et le diffuseur sont des organes adiabatiques, il est en revanche nécessaire de tenir compte des irréversibilités qui prennent place dans ces organes. Leur étude thermodynamique se situe à l'intersection des cours de mécanique des fluides et de thermodynamique des écoulements adiabatiques. Deux notes détaillant les modèles correspondant aux transfos externes "nozzle" et "diffuser" sont annexées à cette fiche-guide. Selon les cas, elles pourront être directement remises aux élèves, ou on pourra leur demander de proposer eux-mêmes des modèles.

Pour la tuyère, deux modes de calcul sont possibles : déterminer la pression de sortie connaissant la vitesse de sortie, ou bien déterminer la vitesse de sortie connaissant la pression de sortie.

Les paramètres du modèle sont les suivants :

- la vitesse d'entrée du gaz (m/s), généralement faible
- le rendement isentropique de la transformation (0,95)
- soit la vitesse de sortie du gaz (m/s), soit la pression du gaz à la sortie de la tuyère, selon l'option de calcul choisie

Les données d'entrée du modèle sont les suivantes (fournies par le composant amont) :

- la température du gaz à l'entrée de la tuyère T_a (°C ou K)
- la pression du gaz à l'entrée de la tuyère P_a (bar)
- le débit \dot{m} du gaz (kg/s)

Les sorties sont :

- soit la pression du gaz à la sortie de la tuyère, soit la vitesse de sortie du gaz (m/s), selon l'option de calcul choisie
- la température du gaz à la sortie de la tuyère

Pour le diffuseur, deux modes de calcul sont aussi possibles : déterminer la pression de sortie connaissant la vitesse de sortie, ou bien déterminer la vitesse de sortie connaissant la pression de sortie.

Les paramètres du modèle sont les suivants :

- la vitesse d'entrée du gaz (m/s)
- le rendement isentropique de la transformation (0,9)

- soit la vitesse de sortie du gaz (m/s), soit la pression du gaz à la sortie du diffuseur, selon l'option de calcul choisie

Les données d'entrée du modèle sont les suivantes (fournies par le composant amont) :

- la température du gaz à l'entrée du diffuseur T_a (°C ou K)
- la pression du gaz à l'entrée du diffuseur P_a (bar)
- le débit \dot{m} du gaz (kg/s)

Les sorties sont :

- soit la pression du gaz à la sortie du diffuseur, soit la vitesse de sortie du gaz (m/s), selon l'option de calcul choisie
- la température du gaz à la sortie du diffuseur

3.3 Démarche de résolution

Pour que les élèves se familiarisent avec la propulsion aéronautique, il est recommandé qu'ils commencent par travailler sur la séance Diapason S20_aero¹.

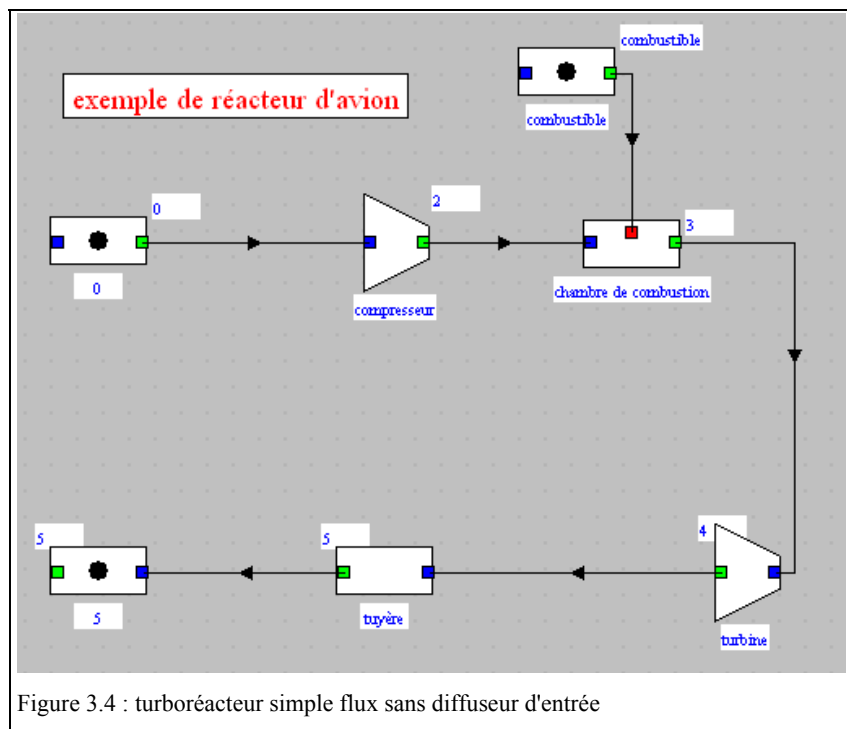
3.3.1 Première partie

Pour des élèves ayant déjà modélisé un cycle de turbine à gaz simple (si ce n'est pas le cas, il faut qu'ils commencent par travailler sur les séances S20 et S24²), les seules difficultés concernent les points suivants :

- sélection du composant "nozzle"
- équilibrage des puissances de la turbine et du compresseur

La première difficulté est très facilement levée en se référant à la note Utilisation des classes externes ou en opérant comme indiqué dans les 9 premières étapes de la séance Diapason S07_ext³.

Pour résoudre la seconde, on opère de la manière suivante : en bas à droite de l'écran de la turbine, une option permet de choisir d'équilibrer mécaniquement la turbine avec un autre composant du type "compression". Commencez par sélectionner cette option, puis double-cliquez dans le champ situé juste à droite. Un écran vous permet de choisir parmi toutes les transfos compression existant dans le projet. Sélectionnez le compresseur. Lors du calcul, Thermoptim recherche automatiquement la pression de sortie turbine permettant d'équilibrer les puissances des deux composants.



L'expression de la poussée est, C_5 étant la vitesse des gaz d'échappement :

¹ Séance S20_aero : http://www.thermoptim.org/SE/seances/S20_aero/seance.html

² Séance S20 <http://www.thermoptim.org/SE/seances/S20/seance.html>

Séance S24 <http://www.thermoptim.org/SE/seances/S24/seance.html>

³ Séance S07_ext : http://www.thermoptim.org/SE/seances/S07_ext/seance.html

$$F = - \dot{m}_5 C_5$$

Le débit-masse de carburant consommé est : $\dot{m}_c = \dot{m}_5 - \dot{m}_0$

3.3.2 Deuxième partie

La seconde partie porte sur l'étude du moteur en vol, la surpression dynamique due à la vitesse de l'avion étant prise en compte grâce à un diffuseur d'entrée.

Le paramétrage doit être modifié pour tenir compte des conditions de vol. Nous supposons ici une vitesse d'avion de 224 m/s (Mach 0,75) et une altitude de 10 km.

Pour connaître la pression et la température en fonction de l'altitude z , on pourra utiliser la table de l'OACI (Organisation de l'aviation civile internationale) reproduite en annexe, ou bien les formules approximatives ci-dessous, la seconde étant plus précise que la première, z étant exprimé en km :

$$T \text{ (}^\circ\text{C)} = 12,65 - 3,67 z - 0,764 z^2 + 0,0653 z^3 - 0,00125 z^4$$

$$P \text{ (mbar)} = 1006 - 113,8 z + 4,6 z^2 - 0,064 z^3$$

Considérez une efficacité isentropique de diffuseur de 0,9.

Le paramétrage du reste du modèle demande quelques précautions :

- tout d'abord, le rapport de compression doit être conservé ; pour cela, le plus simple est de cocher l'option "rapport de compression imposé" et d'entrer la valeur précédente (20) dans le champ correspondant
- ensuite, l'écran de la tuyère doit être mis à jour, la pression extérieure étant entrée dans le champ "outlet pressure"

Une fois le modèle paramétré, il devient possible de calculer les performances du moteur. La poussée spécifique et la consommation rapportée à la poussée sont parmi les grandeurs les plus souvent utilisées pour cela.

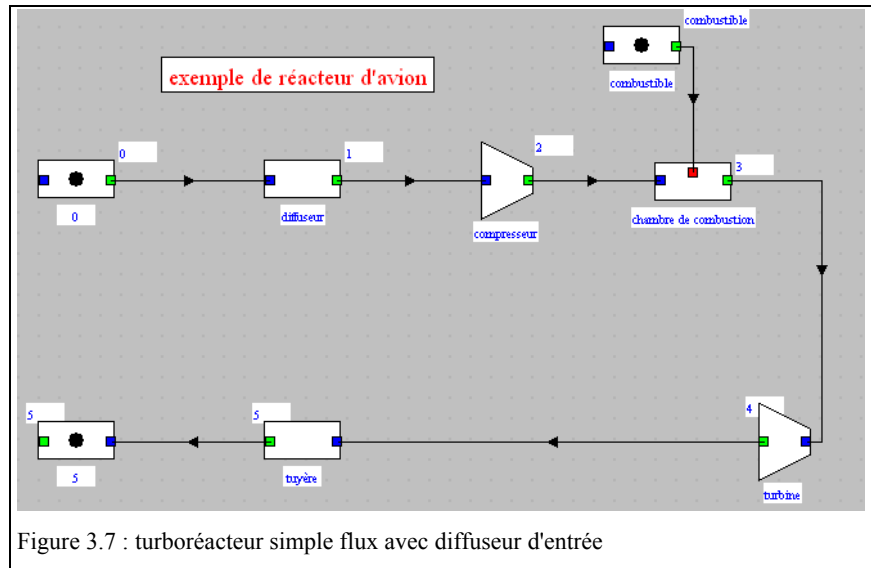
L'expression de la poussée est ici, en tenant compte de la variation du débit à travers le moteur du fait de l'injection de carburant :

$$F = \dot{m}_0 C_0 - \dot{m}_5 C_5$$

Le débit-masse de carburant consommé est :

$$\dot{m}_c = \dot{m}_5 - \dot{m}_0$$

Ces grandeurs sont souvent exprimées de manière réduite, la poussée F étant rapportée au débit d'air aspiré, et le débit de combustible à la poussée. Ce sont elles qui seront étudiées section suivante.



3.4 Etudes de sensibilité

Une fois le modèle construit et paramétré, de nombreuses études de sensibilité peuvent être réalisées par les élèves.

Par exemple, s'ils s'intéressent à l'évolution de la poussée spécifique ou de la consommation par unité de poussée, pour différents nombres de Mach, à température d'entrée turbine donnée, ils peuvent obtenir des résultats du type de ceux reproduits figures 3.10 et 3.11.

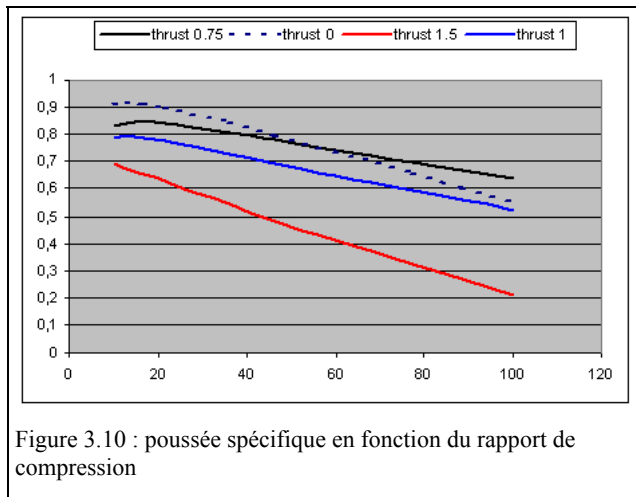


Figure 3.10 : poussée spécifique en fonction du rapport de compression

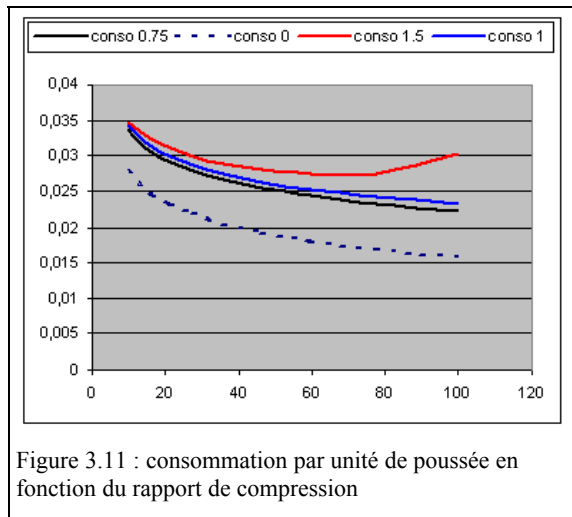


Figure 3.11 : consommation par unité de poussée en fonction du rapport de compression

La courbe en pointillés pour Mach = 0 correspond aux performances au sol au point fixe, les autres à différentes vitesses de vol, dans les mêmes conditions extérieures que précédemment.

Elles montrent que le rapport de compression qui optimise la poussée ne correspond pas au minimum de consommation. Il y a donc un compromis à trouver, d'autant plus que la masse du moteur doit elle aussi être prise en compte et qu'on privilégie donc les moteurs à forte poussée spécifique.

La figure 3.12 représente la consommation spécifique du moteur, produit des deux grandeurs précédentes. Elle est plus importante en altitude qu'au sol pour les faibles vitesses du fait que la température extérieure est beaucoup plus basse alors que la température d'entrée turbine reste constante. En revanche, lorsque la vitesse de l'avion croît, la surpression dynamique augmente la température en entrée de chambre de combustion, et réduit la quantité de carburant nécessaire. A la limite, lorsqu'elle devient suffisante, le moteur peut fonctionner en statoréacteur sans compresseur ni turbine.

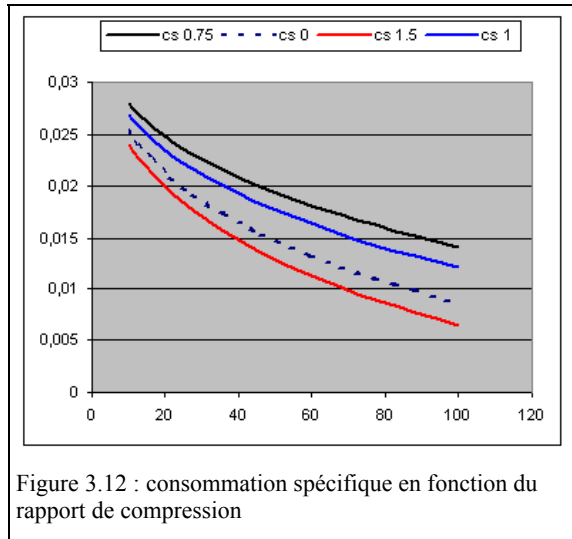
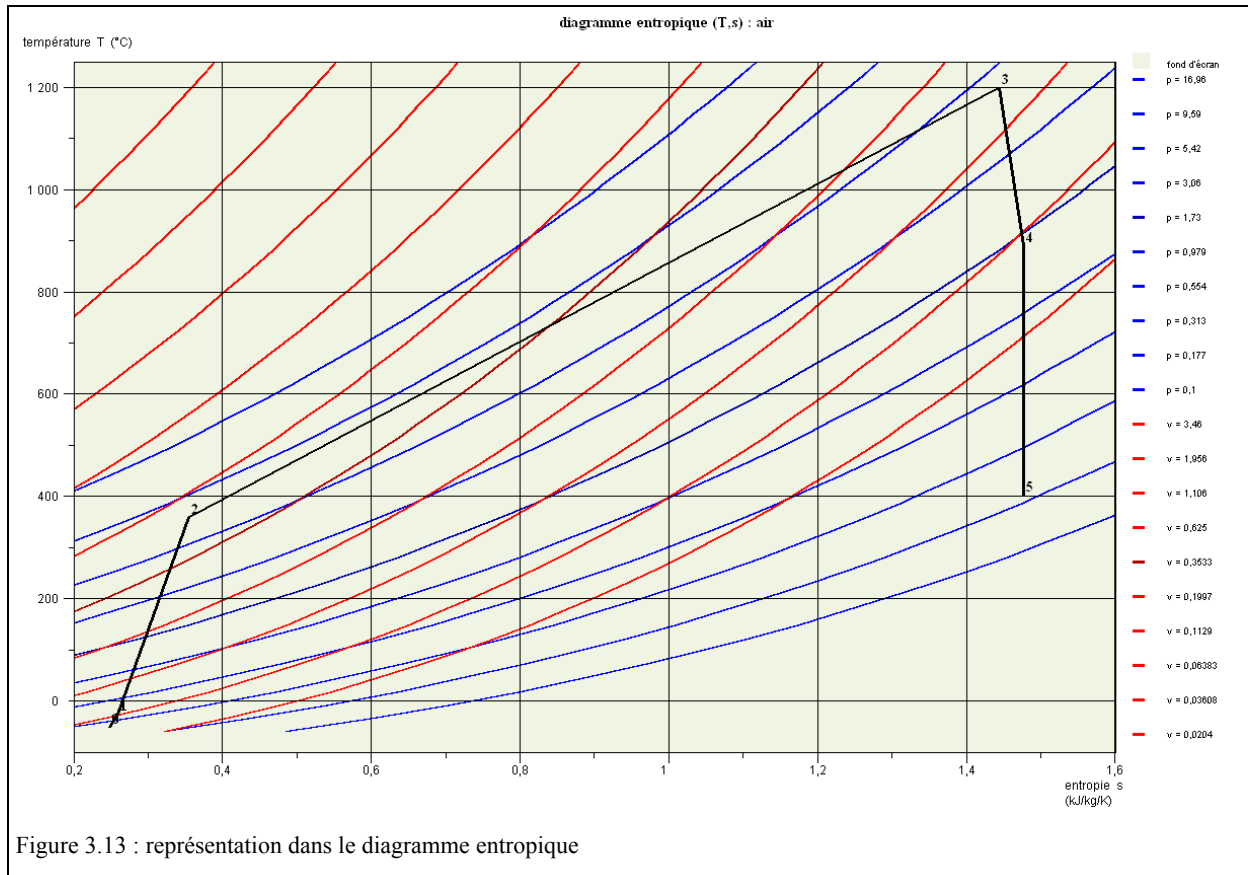


Figure 3.12 : consommation spécifique en fonction du rapport de compression

De telles études de sensibilité pourraient aussi permettre d'étudier l'influence de la température d'entrée turbine sur les performances...

3.5 Représentation dans les diagrammes thermodynamiques



Une fois les points du cycle déterminés, il est possible de les représenter dans un diagramme thermodynamique tel que le diagramme entropique en utilisant les fonctionnalités que propose Thermoptim. Une difficulté existe cependant : la représentation de ce cycle sur un diagramme thermodynamique pose problème du fait que ce n'est pas le même fluide qui traverse l'ensemble de la machine. Le changement de composition dans la chambre de combustion interdit en principe de tracer le cycle dans un seul diagramme. Sur le diagramme entropique de l'air, les points 3, 4 et 5 n'apparaissent ainsi pas sur les bonnes isobares, du fait du changement de fluide.

La figure 3.13 montre le résultat obtenu. Une comparaison avec un cycle de Carnot peut alors être faite.

3.6 Dimensionnement technologique

Une activité envisageable si les élèves disposent de suffisamment de temps est de leur demander de calculer des ordres de grandeur de dimensionnement du système (sections de passage...), d'estimer les pertes de charge dans la chambre de combustion, et de modifier le modèle en conséquence pour affiner les choses.

4) Variantes

Nous proposons ici quelques variantes, mais de nombreuses autres peuvent être imaginées, en fonction du temps disponible, du niveau des élèves, de leur nombre, et des objectifs pédagogiques poursuivis.

4.1 Prise en compte d'une postcombustion dans le modèle

Il est possible d'augmenter la poussée en élevant la température des gaz en sortie de turbine, pour leur conférer une enthalpie supérieure, et donc une vitesse supérieure en sortie de tuyère. Comme, pour limiter la température d'entrée dans la turbine, la combustion initiale se déroule avec un fort excès d'air, une grande quantité d'oxygène reste disponible. Comme par ailleurs la tuyère peut supporter des températures très élevées, il est possible

d'atteindre des températures proches de 2000 K. On peut ainsi obtenir un supplément de poussée significatif, mais ceci au prix d'une importante surconsommation de carburant.

4.2 Etude de turboréacteurs à double-flux

A partir du modèle précédent, il est possible de faire étudier aux élèves des moteurs à double flux et en particulier d'essayer de trouver des paramétrages de leurs modèles permettant de retrouver les caractéristiques d'un moteur à taux de dilution élevé destiné aux Airbus comme le CFM 56 de General Electric, et d'un moteur de chasseur à faible taux de dilution comme le M88 de la Snecma qui équipe les Rafale. La soufflante est équilibrée par la turbine BP, et le compresseur par la turbine HP.

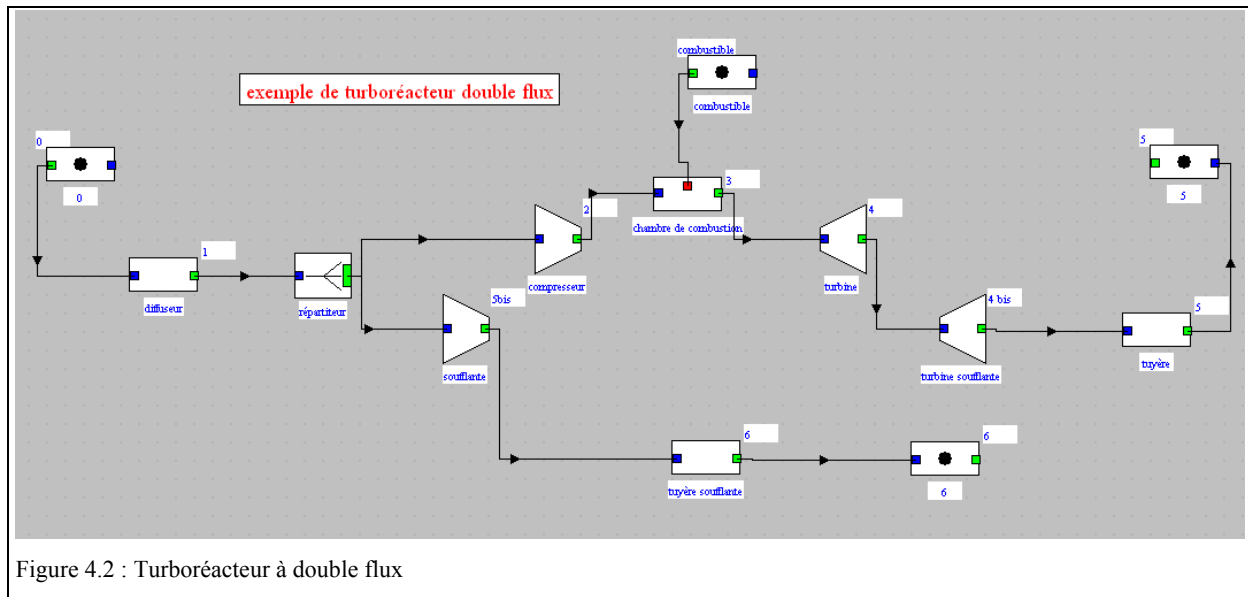


Figure 4.2 : Turboréacteur à double flux

La seule difficulté concerne ici la création et le paramétrage du diviseur répartissant le débit d'air entrant entre le compresseur et la soufflante. Pour la résoudre, il faut juste savoir que les nœuds ne propagent pas automatiquement les noms des points et des corps dans le schéma. Il faut donc bien prendre garde à entrer ces informations dans les onglets d'entrée des transfos situées juste en aval du diviseur et du mélangeur. Pour un diviseur comme ici, le point est naturellement le même que celui en aval de la transfo principale.

Le paramétrage de la répartition du débit se fait en entrant la valeur 1 dans la branche correspondant au compresseur, et la valeur du taux de dilution dans celle dirigée vers la soufflante.

Le taux de compression dans la soufflante est un paramètre sur lequel des études de sensibilité peuvent être faites.

4.3 Etude de turbopropulseurs

A partir du modèle précédent, il est aussi possible de faire étudier aux élèves des turbopropulseurs du type de ceux qui équipent les hélicoptères, comme les moteurs Arrius de Turbomeca (figure 4.3).

La souffalante est alors remplacée par les pales du rotor.

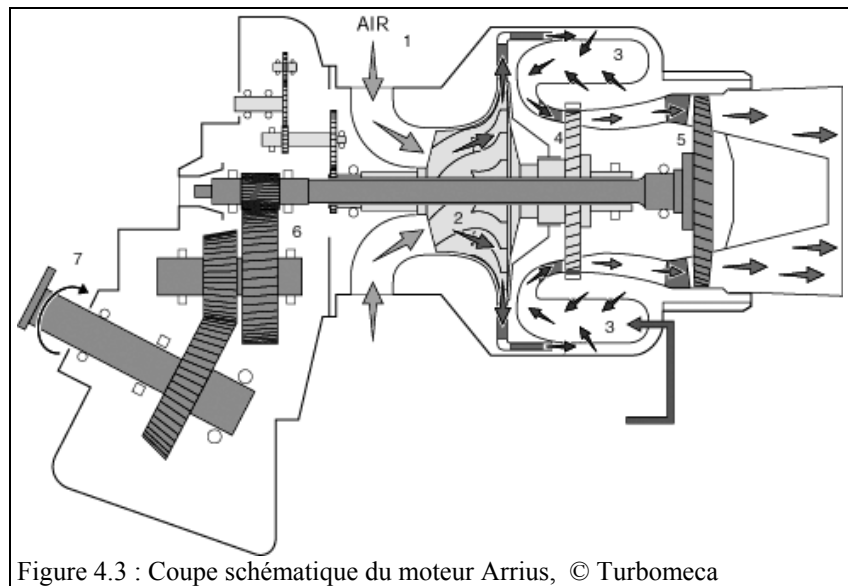


Figure 4.3 : Coupe schématique du moteur Arrius, © Turbomeca

4.4 Comparaison avec un modèle analytique

Une autre activité envisageable est de demander aux élèves de développer un modèle analytique du turboréacteur, en faisant l'hypothèse que le fluide de travail est assimilable à de l'air parfait, les valeurs de C_p et γ différant selon les parties du cycle, et de comparer ce modèle avec celui développé sous Thermoptim.

Les résultats seront légèrement différents, mais pas trop si les valeurs de C_p et γ sont bien choisies.

4.5 Etat de l'art des technologies utilisées dans les turbomoteurs

Si l'objectif est que les élèves approfondissent leurs connaissances sur les turbomoteurs, il est possible de leur demander de réaliser un état de l'art succinct des technologies utilisées dans ces moteurs et des principales contraintes qui existent à ce niveau.

4.6 Bilan exergetique du cycle

Il est enfin possible de demander aux élèves de dresser le bilan exergetique du cycle, s'ils disposent de suffisamment de temps.

La séance Diapason S06⁴ leur fournira si nécessaire des explications sur la manière de procéder.

4.7 Réalisation ou utilisation d'un pilote pour les études de sensibilité

Si les élèves disposent de temps et sont intéressés par la programmation, le modèle que nous avons développé se prête bien à la réalisation d'un pilote externe pour guider les calculs.

⁴ Séance S06 : <http://www.thermoptim.org/SE/seances/S06/seance.html>

Un pilote permet de coordonner les recalculs d'un projet de ThermoOptim selon des règles particulières. Pour notre modèle, il permet d'assurer la coordination des mises à jour du diffuseur, de la tuyère et du rapport de compression dans l'ensemble du projet, de calculer les grandeurs recherchées, même si elles ne sont pas directement accessibles, éventuellement de les sauvegarder dans un fichier, et donc de beaucoup faciliter les études de sensibilité.

Un pilote se présente sous forme d'une classe externe particulière de ThermoOptim. Il faut donc que les élèves se familiarisent avec le mécanisme des classes externes, ce que permet de faire la séance Diapason S07_ext⁵ qui leur fournira des explications sur la manière de procéder.

The screenshot shows a software interface for a turbojet engine pilot. It is organized into three main sections:

- Exterior conditions:** Contains three input fields: 'plane mach number' (value: 1.5), 'ambient pressure (bar)' (value: 0.265), and 'ambient temperature (K)' (value: 222.15).
- Single compression ratio calculation:** Contains three input fields: 'compression ratio' (value: 10), 'specific thrust', and 'specific fuel consumption'. A 'Calculate' button is positioned to the right of these fields.
- Various compression ratios simulation:** Contains two input fields: 'initial compression ratio' (value: 10) and 'final compression ratio' (value: 100). A 'Simulate' button is positioned to the right of these fields.

Figure 4.5 : Pilote pour le turboréacteur

La note ThrustPilot.doc jointe à cette fiche-guide présente une telle classe externe. On pourra soit demander aux élèves de construire une telle classe externe, ce qui demande de bien comprendre la manière dont ThermoOptim effectue ses calculs, soit plus simplement se contenter de leur faire utiliser ce pilote pour réaliser des études de sensibilité du type de celles présentées section 3.4.

La figure 4.5 montre un écran possible pour le pilote, avec en haut la définition des conditions extérieures à l'avion, au milieu la saisie d'une valeur du rapport de compression pour effectuer un seul calcul, et en bas la saisie des bornes du rapport de compression pour effectuer plusieurs calculs (10 dans ce cas) et sauvegarder les résultats.

5) Fichiers de travail, recommandations

5.1 Fichiers de travail

Les fichiers de travail suivants sont joints au dossier dans l'archive Turbomoteurs.zip :

- notes de présentation du code des classes externes "diffuser", "nozzle" et du pilote "thrust"
- fichiers extThopt.zip et extUser.zip contenant ces classes externes
- fichier inth.zip contenant les ressources pour afficher ThermoOptim en français
- fichiers de projet et de schéma du modèle ThermoOptim du turboréacteur sans postcombustion, avec (simpleFlux_Ss_post) et sans diffuseur d'entrée (simpleFluxSsDiff)
- fichiers de projet et de schéma du modèle ThermoOptim du turboréacteur avec postcombustion (simpleFlux_Post)

5.2 Recommandations

Il faut que l'enseignant vérifie bien que les élèves ont à leur disposition dans leur environnement de travail ThermoOptim les classes externes dont ils auront besoin.

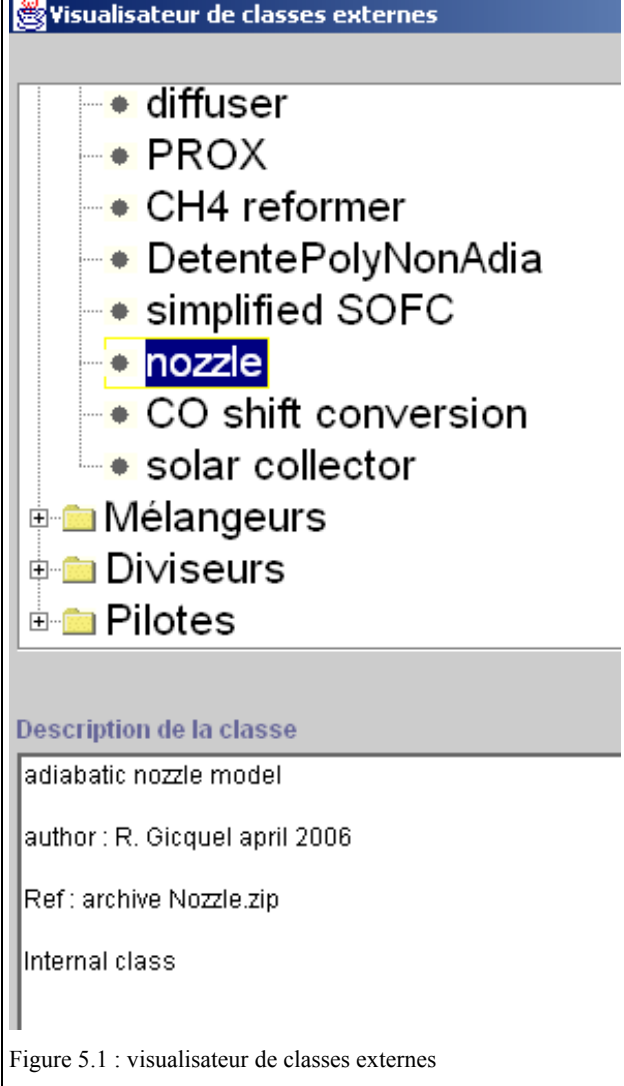
⁵ Séance S07_ext : http://www.thermooptim.org/SE/seances/S07_ext/seance.html

Le plus simple pour cela est de lancer Thermoptim, puis d'ouvrir l'écran du visualisateur de classes externes (menu Spécial du simulateur). Les classes y étant regroupées par type, les classes "diffuser" et "nozzle" doivent apparaître parmi les transfos, comme sur la figure 5.1.

Si l'une des classes manque, remplacez les fichiers extThopt.zip, extUser.zip et inh.zip par ceux qui sont fournis dans l'archive Turbomoteurs.zip pour les élèves devant travailler sur ce TD. Si elles sont présentes, il est inutile d'effectuer ce changement.

Annexe

La figure 5.2 fournit la table de l'Organisation de l'aviation civile internationale (OACI) fournissant P et T en altitude.



Visualisateur de classes externes

- diffuser
- PROX
- CH4 reformer
- DetentePolyNonAdia
- simplified SOFC
- **nozzle**
- CO shift conversion
- solar collector
- Mélangeurs
- Diviseurs
- Pilotes

Description de la classe

adiabatic nozzle model

author : R. Gicquel april 2006

Ref : archive Nozzle.zip

Internal class

Tableau de valeurs

altitude (km)	pression (hPa)	température (°C)
0	1013	15
0,5	955	9
1	900	7
1,5	845	5
2	794	2
2,5	746	-1
3	700	-3
3,5	658	-6
4	617	-10
5	541	-16
6	471	-23
7	411	-31
8	357	-38
9	331	-41
10	265	-51
11	227	-55
12	194	-56
13	165	-56
14	141	-55
15	119	-55
20	55	-46
30	11	-38

Figure 5.2 : pression et température en altitude

Figure 5.1 : visualisateur de classes externes