



● Définition

« Moteur à combustion interne, écoulement continu. »

● Utilisations

- Propulsion aéronautique
- Production de puissance mécanique
 - Propulsion maritime
 - Génération d'électricité

Thermodynamique

Bonjour. Bienvenue à ce module qui traite des cycles thermodynamiques utilisés dans les turbines à gaz. Il s'agit encore une fois, comme dans le module précédent, de cycle de puissance à gaz qui vise la production de travail mécanique à partir de puissance thermique. Dans ce module, je vais discuter des différents types de turbines à gaz qui existent, en particulier en ce qui a trait à leur utilisation pour la propulsion aéronautique. Je vais ensuite présenter les principales différences entre les cycles réels mécaniques et le cycle thermodynamique qui est utilisé pour la modélisation. J'ai par la suite présenté le cycle de Brighton, qui est le principal cycle utilisé dans les turbines à gaz, ainsi que quelques stratégies qui peuvent être mises en place pour en augmenter le rendement. Premièrement, on peut définir les turbines à gaz comme étant des moteurs à combustion interne, mais qui opèrent un écoulement continu par opposition au système piston cylindre qu'on a vu au modèle précédent. Les turbines à gaz permettent d'obtenir des densités de puissance extrêmement élevée, de l'ordre de dix kW par kilo.

Notes

Summary



0m 04s



- Définition

« Moteur à combustion interne, écoulement continu. »

- Utilisations

- Propulsion aéronautique
- Production de puissance mécanique
 - Propulsion maritime
 - Génération d'électricité

Thermodynamique

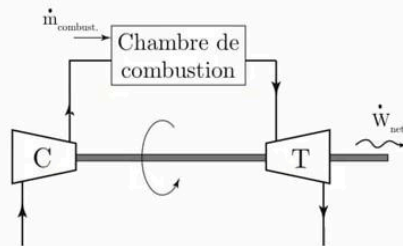
Cette caractéristique unique explique en grande partie pourquoi les turbines à gaz sont utilisées à grande échelle dans toutes les applications qui ont des contraintes au niveau du volume ou du poids des systèmes de propulsion, donc entre autres pour la propulsion aéronautique. En plus de la propulsion d'avion, on utilise des turbines à gaz pour la propulsion de certains navires et aussi pour la production d'électricité au sol.

Notes

Summary



0m 58s



• Définition

« Moteur à combustion interne, écoulement continu. »

• Utilisations

- Propulsion aéronautique
- Production de puissance mécanique
 - Propulsion maritime
 - Génération d'électricité

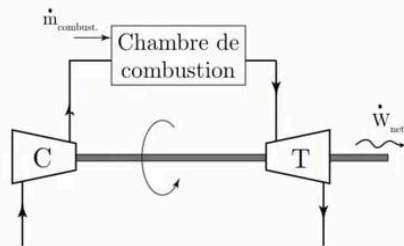
Thermodynamique

Dans une turbine à gaz, on retrouve un compresseur où le volume spécifique de fluide de travail est diminué. Une chambre de combustion où le fluide acquiert de l'énergie interne et une turbine où sa détente est effectuée pour produire du travail. En général, le compresseur et la turbine partagent un même axe de rotation commun. La puissance mécanique nette produite par le système peut être extraite.

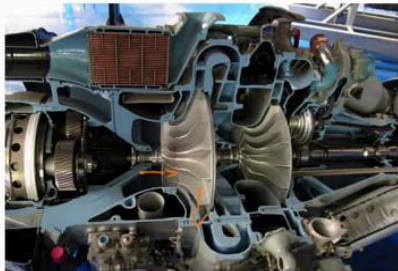
Notes

Summary

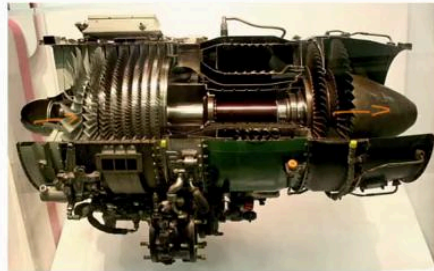




Machine radiale



Machine axiale



• Définition

« Moteur à combustion interne, écoulement continu. »

• Utilisations

- Propulsion aéronautique
- Production de puissance mécanique
 - Propulsion maritime
 - Génération d'électricité

Thermodynamique

Les turbo machines utilisées dans les turbines à gaz, c'est à dire les compresseurs et les turbines, peuvent être soit de type radial ou axial. Dans une machine radiale, le fluide de travail entre parallèlement à l'axe de rotation et ressort de manière perpendiculaire. Tandis que dans une machine axiale, l'entrée et la sortie du fluide se font de manière parallèle à l'axe de rotation. En général, les constructions radiales sont réservées aux installations de faible puissance, comme les petits moteurs d'avion ou les turbocompresseurs utilisés dans l'industrie automobile pour la propulsion aéronautique.

Notes

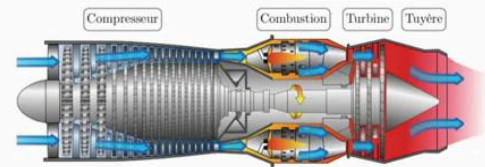
Summary



1m 41s



Turboréacteur



$$\dot{W}_{Turbine} = \dot{W}_{Compresseur}$$

$$\dot{W}_{Net,sortie} = 0$$

$$F = (\dot{m}V)_{Sortie} - (\dot{m}V)_{Entrée}$$

$$F = \dot{m} (V_{Sortie} - V_{Entrée})$$

$$\dot{W}_{Pousée} = F \cdot V_{Avion}$$



Thermodynamique

On distingue différents types de turbines à gaz. Premièrement, les turboréacteurs sont des turbines à gaz pour lesquelles toute la puissance mécanique qui est extraite du fluide par la turbine sert exclusivement à faire tourner le compresseur. Il y a donc aucune puissance mécanique nette qui est disponible à l'arbre de rotation pour être extraite du système, et dans ce cas, c'est toute la force propulsive qui est transmise à l'avion provient de la différence de quantité de mouvement entre l'entrée et la sortie du système de propulsion. On peut donc calculer la force de poussée comme étant le débit massique d'air passant au travers du système, multiplié par la différence de vitesse entre l'entrée et la sortie. Dans ce cas ci, on peut en général négliger la contribution du fluide ou du combustible lui même pour la force de poussée et au débit massique. Parce qu'en général le débit massique de combustible utilisé est très faible par rapport au débit massique d'air qui passe au travers du système. Les applications pour les turboréacteurs sont en général limités à celles qui nécessitent une très grande force de poussée, souvent au détriment de l'efficacité propulsive.

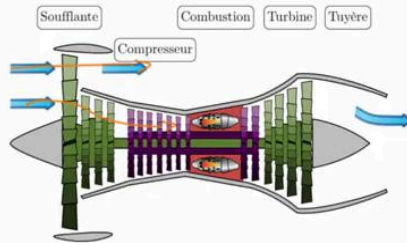
Notes

Summary



2m 17s

Turbosoufflante (turboréacteur à double flux)

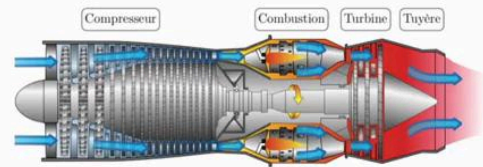


$$\dot{W}_{Turbine} = \dot{W}_{Compresseur} + \dot{W}_{Soufflante}$$



$$BPR = \frac{\dot{m}_{Flux\ secondaire}}{\dot{m}_{Flux\ primaire}}$$

Turboréacteur



$$\dot{W}_{Turbine} = \dot{W}_{Compresseur}$$

$$\dot{W}_{Net,sortie} = 0$$

$$F = (\dot{m}V)_{Sortie} - (\dot{m}V)_{Entrée}$$

$$F = \dot{m} (V_{Sortie} - V_{Entrée})$$

$$\dot{W}_{Pousée} = F \cdot V_{Avion}$$



Thermodynamique

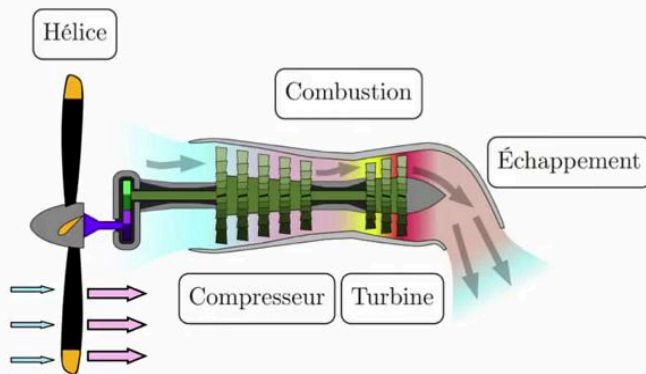
En gros, on se limite essentiellement à l'aviation militaire. La grande majorité des avions commerciaux utilisent plutôt des turbos soufflantes, aussi appelés turboréacteurs à double flux. Dans ces machines, la turbine produit plus de travail que ce qui est nécessaire pour actionner le compresseur et utilise cet excédent pour accélérer un flux d'air secondaire qui circule autour de la turbine. Le ratio entre les débits primaires et secondaires est appelé le taux de dilution ou bypass ratio en anglais et de nos jours, les gros porteurs commerciaux utilisent tous des turbos soufflantes avec de très haut taux de dilution de l'ordre de 8 à 12 pour maximiser l'efficacité propulsive. Autrement dit, le flux d'air qui passe au travers de la turbine est simplement égal à environ 10 % du total de l'air qui va circuler autour de la turbine.

Notes

Summary



Turbomoteurs (turbopropulseurs)



$$\dot{W}_{turbine} = \dot{W}_{compresseur} + \dot{W}_{sortie}$$



Thermodynamique

Si maintenant la puissance excédentaire est utilisée pour actionner une hélice, on parle de turbopropulseur ou de turbomoteur. C'est le principe de propulsion qui prévaut pour les avions à basse vitesse, les hélicoptères et les applications terrestres maritimes. Dans tous les cas, la turbine extrait toute l'énergie possible pour produire du travail mécanique à l'arbre en rotation, si bien qu'il ne reste plus d'énergie cinétique significative dans les gaz d'échappement.

Notes

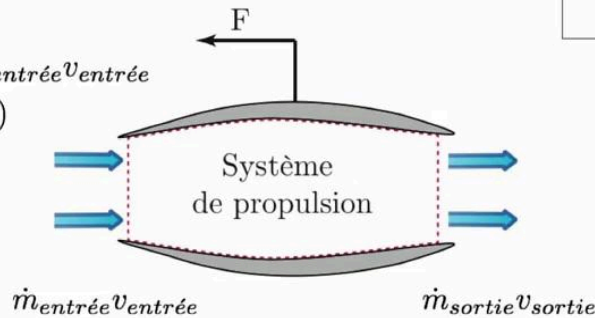
Summary



Poussée

$$F = \dot{m}_{sortie} v_{sortie} - \dot{m}_{entrée} v_{entrée}$$

$$F \approx \dot{m}(v_{sortie} - v_{entrée})$$



Efficacité propulsive

$$\eta_p = \frac{\dot{W}_{avion}}{\dot{W}_{air}} = \frac{\dot{m} \cdot v_{avion}}{\dot{W}_{air}}$$

$$\eta_p = \frac{2\dot{W}_{air}}{v_{sortie} + v_{entrée}} \cdot \frac{v_{entrée}}{\dot{W}_{air}}$$

$$\eta_p = \frac{2v_{entrée}}{v_{sortie} + v_{entrée}}$$

$$\dot{W}_{air} = \frac{1}{2} \dot{m}(v_{sortie}^2 - v_{entrée}^2)$$

$$\dot{m} = \frac{2\dot{W}_{air}}{v_{sortie}^2 - v_{entrée}^2}$$

$$F \approx \frac{2\dot{W}_{air}}{v_{sortie} + v_{entrée}}$$

Thermodynamique

Pour faire un choix de mode de propulsion en aéronautique, il faut d'abord connaître les compromis qui existent entre, d'une part, la force de poussée et d'autre part l'efficacité propulsive. Dans tous les cas, la force propulsive sera le résultat de l'accélération de l'air passant autour et au travers du système de propulsion, et ce dans la direction opposée au déplacement de l'avion. En négligeant les changements de débit massique dus à l'ajout du carburant, on obtient la force qui est égale au débit massique multiplié par la différence de vitesse entre l'entrée et la sortie. Le travail effectué pour accélérer le flux d'air produisant cette poussée sera quant à lui exprimé par la variation d'énergie cinétique. En combinant l'expression pour ce travail avec celle de la poussée, on peut obtenir une expression pour la poussée qui met en relation le travail effectué sur l'air et la vitesse de sortie. On verra plus tard que ces deux paramètres sont très importants. D'autre part, l'efficacité propulsive est définie comme étant le ratio entre le travail effectué pour déplacer l'air qui entoure l'avion par rapport au travail fait pour accélérer l'avion lui-même en termes de puissance.

Notes

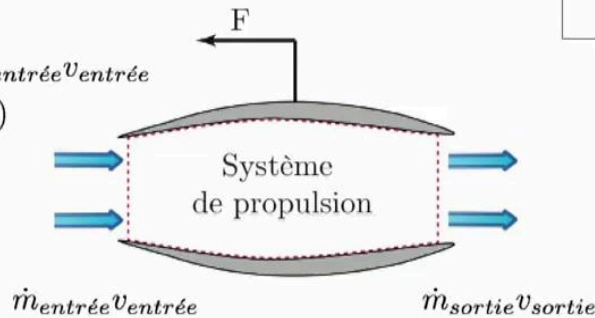
Summary



Poussée

$$F = \dot{m}_{sortie} v_{sortie} - \dot{m}_{entrée} v_{entrée}$$

$$F \approx \dot{m} (v_{sortie} - v_{entrée})$$



Efficacité propulsive

$$\eta_p = \frac{\dot{W}_{avion}}{\dot{W}_{air}} = \frac{\dot{m} \cdot v_{avion}}{\dot{W}_{air}}$$

$$\eta_p = \frac{2\dot{W}_{air}}{v_{sortie} + v_{entrée}} \cdot \frac{v_{entrée}}{\dot{W}_{air}}$$

$$\eta_p = \frac{2v_{entrée}}{v_{sortie} + v_{entrée}}$$

$$\dot{W}_{air} = \frac{1}{2} \dot{m} (v_{sortie}^2 - v_{entrée}^2)$$

$$\dot{m} = \frac{2\dot{W}_{air}}{v_{sortie}^2 - v_{entrée}^2}$$

$$F \approx \frac{2\dot{W}_{air}}{v_{sortie} + v_{entrée}}$$

1. $v_{sortie} > v_{entrée}$
2. $F \nearrow$ si $v_{sortie} \nearrow$ et/ou si $\dot{m} \nearrow$
3. Pour un même \dot{W}_{air} , $F \nearrow$ si $v_{sortie} \searrow$
4. $\eta_p \nearrow$ si $v_{sortie} \searrow$

Thermodynamique

Ceci est exprimé par le produit de la force de poussée multipliée par la vitesse de l'avion. En remplaçant l'expression. On trouvait précédemment. Pour les débits massiques, l'influence de travail fait sur l'air disparaît et seules les vitesses demeurent. À partir de ces relations simples, il est possible de tirer quelques conclusions générales pouvant guider les choix de conception. Premièrement, comme la vitesse de sortie est toujours supérieure à la vitesse d'entrée, la force de poussée augmente si la vitesse de sortie augmente ou si la nuit massique augmente. Deuxièmement, si le travail effectué sur la est supposé constant, la force de poussée augmente si la vitesse de sortie diminue. Et finalement l'efficacité propulsive augmente si la vitesse de sortie diminue. Cette constatation motive l'utilisation des turbines à gaz à hauteur de dilution qui ont pour conséquence l'augmentation du débit massique. La diminution de la vitesse de sortie.

Notes

Summary



Cycle réel vs cycle thermodynamique



Hypothèses nécessaires pour permettre analyse thermodynamique

1. Gaz parfait, air
2. Évolutions intérieurement réversibles
3. Combustion remplacée par transfert de chaleur
4. Échappement remplacé par rejet de chaleur
5. Chaleurs massiques constantes à 25°C

Thermodynamique

Le tout ayant pour conséquence à la fois augmenter l'efficacité propulsive et la force de poussée pour permettre une l'analyse thermodynamique des cycles de turbine à gaz, nous allons à nouveau avoir recours aux hypothèses simplificatrices standard et d'air froid standard. Nous allons donc à nouveau supposer que le flux de travail est de l'air et que c'est un gaz parfait. Nous allons aussi supposer que les évolutions qui font intervenir. Un changement de pression. Les détente et les compressions se font de manière irréversible. Donc, il entropique. Et finalement, nous allons pouvoir remplacer à nouveau les échanges de matière entre le système et son environnement par des échanges de chaleur équivalents.

Notes

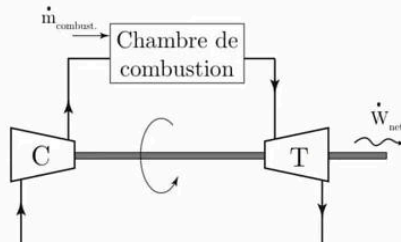
Summary



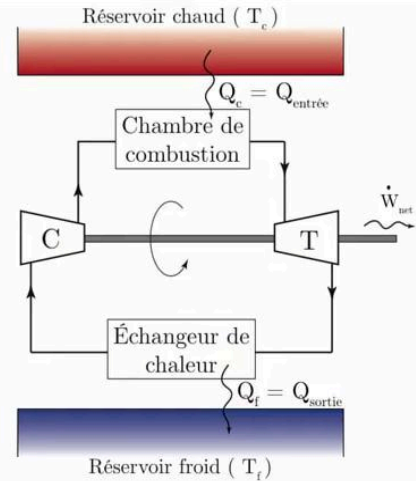
6m 36s

Le cycle de Brayton

Cycle réel



Cycle thermodynamique



Thermodynamique

Ces hypothèses simplificatrices ont pour effet de remplacer le cycle mécanique réel que l'on nomme le cycle de Brighton dans lequel le circuit est ouvert et le fluide circule successivement dans un compresseur et une chambre de combustion et une turbine. Par un cycle thermodynamique équivalent qui est réalisé en circuit fermé dans les circuits équivalents. La combustion et le rejet des gaz brûlés à l'atmosphère sont remplacés par des transferts de chaleur avec des réservoirs chaud et froid respectivement.

Notes

Summary



Le cycle de Brayton



- Le rendement en fonction des températures

$$\eta_{th, Brayton} = 1 - \frac{T_1(T_4/T_1 - 1)}{T_2(T_3/T_2 - 1)}$$

- En fonction du rapport de pression

$$Pv^\kappa = \text{constant} \rightarrow \frac{T}{P^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}} = \text{constant}$$

$$\frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} = \left(\frac{P_3}{P_4}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} = \frac{T_3}{T_4}$$

$$\eta_{th, Brayton} = 1 - \frac{1}{r_p^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}}$$

Thermodynamique

Le cycle de Brayton idéalisé, est à nouveau composé de quatre évolutions et les étapes de compression et de détente étant adiabatique et réversible sont à nouveau isentropiques. Comme pour les cycles de moteurs à pistons. Cette fois-ci. Par contre, comme le circuit est ouvert, les échanges de chaleur se font à pression constante, tel qu'illustré dans les diagrammes PV et TS entre les points un et deux. La compression isentropique résulte en une augmentation de la pression et de la température, puis entre les points deux et trois. Seule la température augmente et la pression reste constante durant la part de chaleur. Les opérations inverses se font de la même manière. Premièrement, une détente isentropique et ensuite un rejet de chaleur à pression constante. Encore une fois, la surface délimitée par le cercle représente le travail net du cycle dans le diagramme PV. De plus, on peut encore obtenir une expression simple pour le rendement thermique du cycle, qui dépend seulement des rapports de température entre les différents points. Si on suppose que les capacités thermiques sont constantes et suivant le même raisonnement que pour l'analyse des cycles des moteurs à pistons, on obtient une expression pour le rendement qui dépend seulement de ces rapports de température.

Notes

Summary



7m 38s

Le cycle de Brayton



- Le rendement en fonction des températures

$$\eta_{th, Brayton} = 1 - \frac{T_1(T_4/T_1 - 1)}{T_2(T_3/T_2 - 1)}$$

- En fonction du rapport de pression

$$Pv^\kappa = \text{constant} \rightarrow \frac{T}{P^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}} = \text{constant}$$

$$\frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} = \left(\frac{P_3}{P_4}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} = \frac{T_3}{T_4}$$

$$\eta_{th, Brayton} = 1 - \frac{1}{r_p^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}}$$

Thermodynamique

Il y a cependant une différence de taille entre les moteurs à combustion interne de type piston Céline qu'on a vu aux modèles précédents et les moteurs de type turbine à gaz. Dans le cas des moteurs pistons cylindres, on fournit le taux de compression, donc le rapport des volumes pour caractériser la configuration. Dans le cas des turbines à gaz, on fournit plutôt le rapport des pressions P_2 sur P_1 , qui caractérise à la fois la turbine et le compresseur. On cherche donc à modifier l'expression du rendement thermique. Qui est donnée en fonction des températures pour faire apparaître la vapeur de pression. Et encore une fois, on va utiliser une relation isotopique. Cette fois ci, on va utiliser des deux sortes T_1 qui est égal à P_2 sur P_1 et la $Kappa$ moyen sur $Kappa$. Et on va aussi se rappeler que le rapport P_2 sur P_1 est égal au rapport P_3 sur P_4 . Donc on peut faire disparaître tous les rapports de pression qu'on retrouve dans l'équation du haut et obtenir une expression simplifiée pour le rendement optimal du cycle de Brighton, qu'on suppose réversible. Et c'est un moins à un sur le rapport de pression à la puissance $Kappa$ moyenne sur $Kappa$.

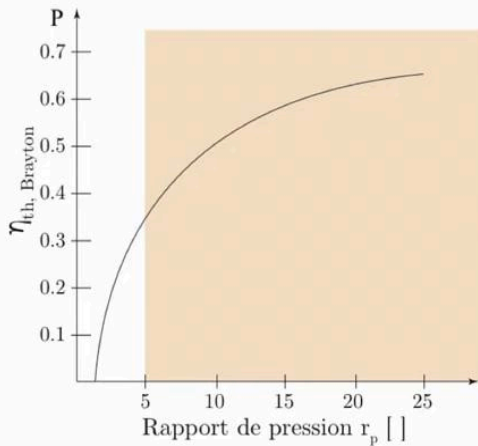
Notes

Summary



8m 46s

Le cycle de Brayton



- Le rendement en fonction des températures

$$\eta_{th, Brayton} = 1 - \frac{T_1(T_4/T_1 - 1)}{T_2(T_3/T_2 - 1)}$$

- En fonction du rapport de pression

$$Pv^\kappa = \text{constant} \rightarrow \frac{T}{P^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}} = \text{constant}$$

$$\frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} = \left(\frac{P_3}{P_4}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} = \frac{T_3}{T_4}$$

$$\eta_{th, Brayton} = 1 - \frac{1}{r_p^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}}$$

Thermodynamique

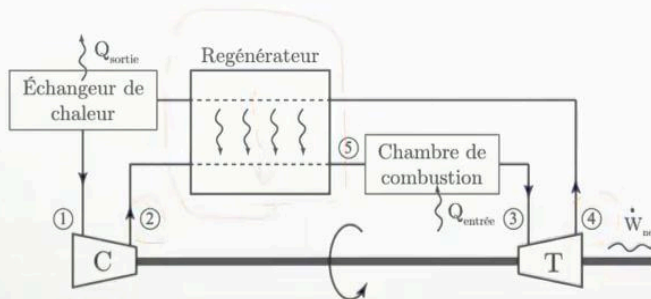
Le rendement augmente donc avec le rapport de pression et peut dépasser les 60 % pour les rapports de pression réalisés dans l'industrie, qui peuvent atteindre jusqu'à 30, tel que mentionné dans le module d'introduction. Par contre, les rendements des machines réelles excèdent difficilement les 40 pour 100.

Notes

Summary



Regénération



$$\eta_{th, \text{regen.}} = 1 - \left(\frac{T_1}{T_3} \right) r_p^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}$$

Thermodynamique

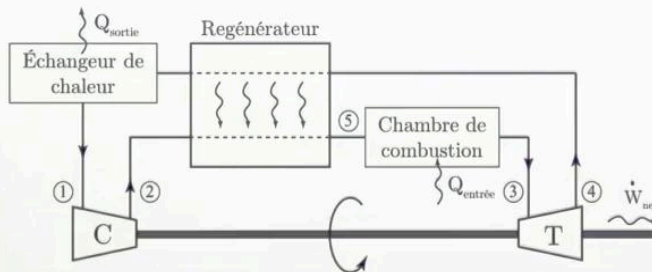
Plusieurs stratégies sont disponibles pour tenter d'augmenter le rendement des cycles de Brighton. On peut commencer par mentionner la régénération qui consiste à utiliser une partie de l'énergie stockée dans les champs, dans les gaz de combustion à la sortie de la turbine pour tenter de réchauffer le fluide en amont de la chambre de combustion et ainsi économiser du carburant. Cette approche nécessite l'utilisation d'un échangeur de chaleur spécialisé qu'on appelle le régénérateur, qui transfère une partie de l'énergie des fluides qui sortent de la turbine vers le fluide à haute pression après le compresseur. Bien entendu, cette approche est seulement réalisable si la température T_4 à la sortie de la turbine est supérieure à la température T_2 à la sortie du compresseur. Cette limitation impose le fait que l'approche de la génération est surtout réalisable et bénéficie surtout aux systèmes ayant un rapport de compression ou un taux de pression relativement faible. Si le taux de pression est élevé, la température T_2 va être élevée et par conséquent il faudra garder T_4 à une température très élevée pour pouvoir utiliser la régénération.

Notes

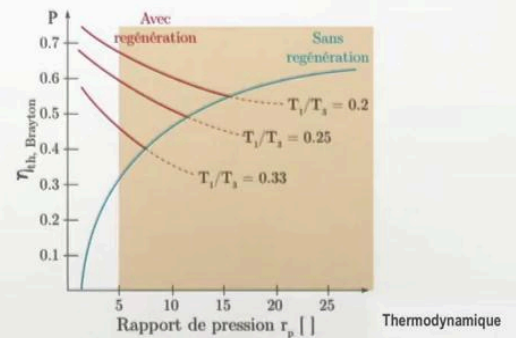
Summary



Regénération



$$\eta_{th, \text{regen.}} = 1 - \left(\frac{T_1}{T_3} \right) r_p^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}$$



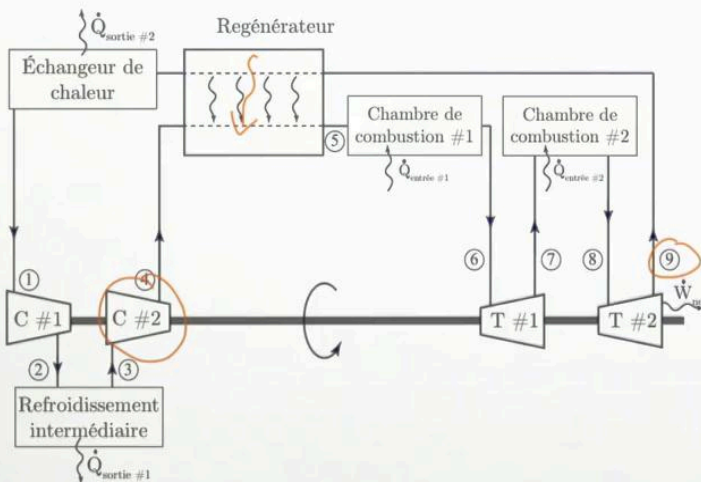
On obtient donc une nouvelle équation pour le rendement thermique maximal que le cycle Brighton peut obtenir en utilisant la régénération. Mais quand on observe les résultats dans un diagramme qui lie le rendement en fonction du rapport de pression, on constate que l'augmentation de rendement est seulement matérialisée pour les rapports de pression relativement faibles.

Notes

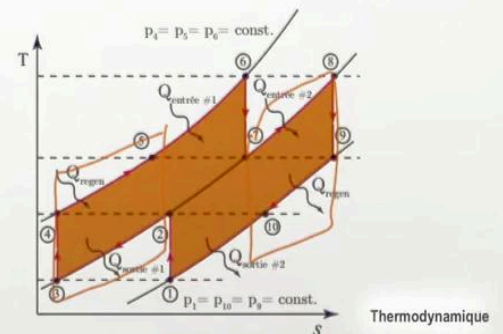
Summary



Stratégies d'accroissement du rendement



- Refroidissement intermédiaire
 - Diminution du volume spécifique du gaz durant la compression
- Réchauffe
 - Augmentation du volume spécifique donc du travail vdP de la turbine



On peut également augmenter le rendement d'un cycle en effectuant un refroidissement intermédiaire lors de la compression et une réchauffe lors de la détente. Dans cette figure est représenté un cercle dans lequel on a fait à la fois un refroidissement intermédiaire, une réchauffe et la régénération. Premièrement, le refroidissement intermédiaire du fluide en cours de compression permet d'abaisser son volume spécifique et donc de diminuer le travail qu'il est nécessaire d'effectuer dans la deuxième étape de compression. Ensuite, le régénérateur permet d'obtenir une partie de la chaleur nécessaire pour augmenter la température du fluide jusqu'à son niveau maximum, et ce à partir d'un écoulement pour lequel tout le potentiel de générer du travail a déjà été épuisé puisqu'il provient de la sortie de la turbine. Finalement, l'utilisation d'une deuxième chambre de combustion permet d'augmenter la quantité de travail produite par le cycle. Graphiquement, on remarque on a augmenté la surface dans le diagramme TS qui est occupée par le cycle, donc on a augmenté le travail net total qui a été produit. Le refroidissement intermédiaire a permis d'ajouter cette zone ci, tandis que la réchauffe a permis d'ajouter celle là. Ici.

Notes

Summary



Conclusions



Thermodynamique

En conclusion, dans ce module, nous avons vu pourquoi les turbines à gaz, de par leur densité de puissance exceptionnelle, ont autant d'applications, en particulier pour la propulsion des avions. En passant en revue les différents types de turbines disponibles pour la propulsion d'aéronef, il a été possible de constater l'influence des principaux paramètres de conception qui sont le débit massique d'air passant au travers du système et la vitesse de sortie de l'air. En appliquant les hypothèses d'air froid standard, il a également été possible d'obtenir une relation simplifiée pour le rendement du cycle de Brighton, et ce en fonction du rapport de pression du cycle. On a également passé en revue deux différentes approches qui sont disponibles pour augmenter l'efficacité des cycles de Brighton, qui sont donc la régénération et le refroidissement et la réchauffe intermédiaire.

Notes

Summary



12m 35s