Dernière mise à jour: November 1, 2026

À propos de ce cours

Ce cours gratuit compte 10 unités et 6 travaux pratiques. Ce sont les vrais totaux, pas un programme plus long raccourci.

Un contrôle est un nombre ou un résultat de code sur une page de cours qu'un script recalcule avant publication. Le nombre affiché et le nombre recalculé doivent correspondre.

> Ceci est le plan d'un cours gratuit en autonomie rédigé par Saving Planets. Ce n'est pas un cours universitaire : il ne donne aucun crédit académique et aucun établissement n'y participe.
>
> Son contenu suit un cours semestriel de propulsion de dernière année pour ingénieurs aérospatiaux. Il s'inspire des thèmes et du niveau de MIT 16.50 Introduction to Propulsion Systems et MIT 16.512 Rocket Propulsion (gratuits sur MIT OpenCourseWare), et utilise le Beginner's Guide to Propulsion gratuit de NASA Glenn, vers lequel nous renvoyons quand il est utile. Aucun de ces auteurs, établissements ou organismes ne cautionne cette page.
>
> Notre apport : chaque module est relié à un travail réel avec une source publique citée (moteurs RS-25 de la NASA, recherche de la NASA sur les cœurs de moteur et travaux du département de l'Énergie des États-Unis sur le carburant d'aviation durable), chaque nombre de la page est recalculé par un script de vérification avant publication, et chaque TP dispose d'une simulation gratuite ou d'un tableur.
>
> Suivez-le dans l'ordre. Chaque unité comporte des objectifs, des notions clés, des équations, des exemples pas à pas, des exercices corrigés en détail, des erreurs fréquentes, des cartes mémoire et un quiz. Votre progression est enregistrée uniquement dans ce navigateur.

Comment ce cours aide à sauver la planète

C'est dans la propulsion que se décident la consommation et les émissions de l'aviation : chaque point de rendement moteur est du carburant non brûlé, et de nouveaux carburants peuvent réduire le carbone de ce qui est brûlé.

Les fusées emmènent en orbite les satellites d'observation de la Terre, et des moteurs plus propres et plus efficaces rendent cet accès plus durable. Chaque module se termine par une courte section sourcée. Les valeurs qui ne proviennent pas d'une source sont indiquées comme valeurs d'exemple ou de manuel.

Pour les enseignants

Vous pouvez enseigner ce cours, ou laisser un élève le faire seul. Il est gratuit. Saving Planets ne donne ni note ni crédit scolaire.

- Cette page est le cours entier : 10 unités et 6 travaux pratiques (AERO 410).
- Prévoyez 15 semaines, environ 6 à 9 heures par semaine, y compris les semaines de travaux pratiques.
- Suivez le calendrier de 15 semaines. Lisez l'unité, faites les exercices sur papier, puis ouvrez la réponse. La semaine d'un TP, faites le TP ou la version à la maison.
- Un contrôle est un nombre ou un résultat de code sur la page qu'un script recalcule avant publication. Le nombre affiché et le nombre recalculé doivent correspondre.
- Utilisez Imprimer cette page, ou téléchargez le guide d'étude PDF. La feuille de formules est vers la fin.
- Demandez : en quoi cette unité aide-t-elle les gens et la planète ? Chaque unité a un encadré vert avec un fait sourcé.
- Copiez le modèle de guide enseignant et écrivez le nom de votre classe, le temps dont vous disposez et les questions que vous poserez. Ouvrir le modèle de guide enseignant

Avant de commencer

Prérequis

- Thermodynamique : premier et second principes, gaz parfaits et cycles.
- Mécanique des fluides : volumes de contrôle, bases de l'écoulement compressible.
- Aérodynamique I et Performances des aéronefs : traînée, poussée requise et distance franchissable.
- Mécanique orbitale : l'équation de la fusée et Δv.

Comment étudier

- Tracez un volume de contrôle autour du moteur et repérez les flux entrants et sortants avant d'écrire toute équation.
- Gardez les températures en kelvins et utilisez les valeurs d'arrêt (totales) là où l'écoulement est rapide.
- Distinguez le rendement thermique (chaleur vers énergie cinétique) du rendement propulsif (énergie cinétique vers puissance de poussée utile).
- Comparez chaque réponse à l'ordre de grandeur d'un moteur réel.
- Suivez les unités : poussée en newtons, débit massique en kg/s, impulsion spécifique en secondes.
- Faites chaque exercice sur papier avant d'ouvrir la réponse, et refaites les quiz quelques jours plus tard.

Ce qu’il vous faut

- Un ordinateur ou une tablette pour les simulations gratuites PhET Gas Properties et Energy Skate Park.
- Un tableur (n’importe quel tableur gratuit), ou Python.
- Les pages du Beginner’s Guide to Propulsion de NASA Glenn dans un navigateur web.
- Une calculatrice.

Programme suggéré sur 15 semaines

Environ 6 à 9 heures par semaine : lecture, exercices et, les semaines de TP, le TP.

Semaine	Unité	Thèmes	Lecture
1	Poussée, quantité de mouvement et rendement propulsif	Poussée et rendement propulsif ; TP A	NASA Glenn
2	Le cycle de Brayton et le rendement thermique	Cycle de Brayton ; TP B	NASA Glenn
3	Écoulement compressible : entrées d’air et tuyères	Grandeurs d’arrêt et blocage sonique	MIT 16.50
4	Écoulement compressible : entrées d’air et tuyères	Tuyères et entrées d’air ; TP C	MIT 16.50
5	Turboréacteurs : composants et analyse du cycle	Stations du turboréacteur et bilan des travaux	MIT 16.50
6	Turboréacteurs : composants et analyse du cycle	Rendement des composants et postcombustion	NASA Glenn
7	Turbosoufflantes et turbopropulseurs	Turbosoufflantes ; TP D ; entraînement au partiel	NASA Glenn
8	Consommation de carburant, TSFC et émissions	Consommation, TSFC et CO_2	NASA HyTEC
9	Fondamentaux des fusées et impulsion spécifique	Poussée des fusées et Isp	NASA Glenn
10	Fondamentaux des fusées et impulsion spécifique	Étude de cas du RS-25	NASA RS-25
11	Tuyères de fusée, ergols et régulation de poussée	Tuyères de fusée et régulation de poussée ; TP E	MIT 16.512

Semaine	Unité	Thèmes	Lecture
12	L’équation de la fusée et la propulsion électrique	Équation de la fusée et propulsion électrique	MIT 16.512
13	Propulsion durable : SAF, hydrogène et vol électrique	SAF, hydrogène et batteries ; TP F	DOE SAF
14	Propulsion durable : SAF, hydrogène et vol électrique	Avions électriques et révision	DOE SAF
15	Propulsion durable : SAF, hydrogène et vol électrique	Révision ; entraînement à l’examen final	MIT 16.50

Votre progression

Cochez les unités et les TP à mesure que vous les terminez, et faites les quiz. La progression et les scores sont enregistrés uniquement dans ce navigateur et ne nous sont jamais envoyés.

Unités

Poussée, quantité de mouvement et rendement propulsif

L’équation de poussée par volume de contrôle, la poussée de pression, la poussée spécifique, la puissance de poussée, la puissance du jet, le rendement propulsif, et pourquoi les jets lents et volumineux sont efficaces.

Objectifs d’apprentissage

À la fin de cette unité, vous saurez :

- Établir la poussée à partir du flux de quantité de mouvement.
- Calculer la poussée spécifique et la puissance de poussée.
- Calculer le rendement propulsif.
- Expliquer pourquoi un taux de dilution élevé économise du carburant.

Notions clés

- La poussée est le flux net de quantité de mouvement sortant du moteur plus un terme de pression : F = ṁ_eV_e − ṁ_0V_0 + (p_e − p_0)A_e.
- Pour un moteur aérobie à faible débit de carburant et tuyère adaptée, F ≈ ṁ(V_e − V_0).
- La poussée spécifique F/ṁ (N·s/kg) indique la poussée fournie par chaque kilogramme par seconde d’air.
- Le rendement propulsif η_p = 2/(1 + V_e/V_0) est la part de la puissance cinétique du jet qui devient puissance de poussée utile F·V_0.
- Accélérer beaucoup d’air un peu (V_e proche de V_0) est efficace mais exige un gros moteur : c’est le compromis de la turbosoufflante.

Équations clés

$$F = \dot{m}_e V_e - \dot{m}_0 V_0 + (p_e - p_0) A_e$$

```
F= m_eV_e- m_0V_0+(p_e-p_0)A_e
```

Équation de poussée

$$F \approx \dot{m}(V_e - V_0)$$

Poussée simplifiée

$$\eta_p = \frac{2}{1 + V_e/V_0}$$

```
_p=(2)/(1+V_e/V_0)
```

Rendement propulsif

$$P_{thrust} = FV_0$$

`P_thrust=FV_0`

Puissance de poussée

Exemples résolus pas à pas

Exemple 1.1 Un moteur fait passer 100 kg/s d'air de 250 m/s à 600 m/s (valeurs d'exemple). Trouvez la poussée.

1. F = 100 × (600 − 250).

Réponse : F = 35 kN.

Exemple 1.2 Trouvez son rendement propulsif.

1. η_p = 2/(1 + 600/250).

Réponse : η_p = 0.588.

Exemple 1.3 Vérifiez ce rendement avec les puissances.

1. Puissance de poussée = 35000 × 250 = 8.75 MW.
2. Puissance du jet = ½ × 100 × (600² − 250²) = 14.875 MW.

Réponse : 8.75/14.875 = 0.588.

Exercices

Faites chacun d'abord sur papier, puis vérifiez.

1. Poussée spécifique de ce moteur ?

   350 N·s/kg.

2. η_p si V_e = 300 m/s à V_0 = 250 m/s ?

   0.909.

3. Pourquoi les avions de chasse utilisent-ils des jets fins et rapides ?

Forte poussée spécifique au prix du rendement.

4. Quand la poussée de pression compte-t-elle ?

   Quand la pression de sortie de tuyère diffère de la pression ambiante, comme pour beaucoup de fusées.

Idées reçues fréquentes

Idée reçue : Une vitesse d'éjection plus grande signifie toujours plus de rendement.

En réalité : Le rendement propulsif baisse quand V_e/V_0 augmente.

Idée reçue : La poussée s'appuie sur l'air situé derrière.

En réalité : C'est la réaction à l'accélération de l'écoulement.

Idée reçue : La poussée de pression est toujours nulle.

En réalité : Seulement pour une tuyère parfaitement adaptée.

Cartes mémoire

Poussée

Flux net de quantité de mouvement + terme de pression.

Poussée spécifique

$F/\dot{m}$.

η_p

$2/(1 + V_e/V_0)$.

Puissance de poussée

$F \cdot V_0$.

Puissance du jet

$\frac{1}{2}\dot{m}(V_e^2 - V_0^2)$.

Tuyère adaptée

$p_e = p_0$.

Quiz d'autocontrôle

1. η_p = ...

$2/(1 + V_e/V_0)$

V_e/V_0

$1 - V_0/V_e$

FV_e

$2/(1 + V_e/V_0)$. Froude.

2. Unités de la poussée spécifique…

N·s/kg

N

kg/s

s

N·s/kg. $F/\dot{m}$.

3. Les moteurs efficaces déplacent…

beaucoup d’air lentement

peu d’air rapidement

pas d’air

seulement du carburant

beaucoup d’air lentement. Low V_e/V_0.

4. La puissance de poussée est…

FV_0

FV_e

$\dot{m}V_e^2$

$F/\dot{m}$

FV_0. Puissance utile.

Refaire ce quiz

Comment cela aide à sauver la planète

Le guide de NASA Glenn explique que la plupart des avions de ligne modernes utilisent des turbosoufflantes pour leur forte poussée et leur bonne efficacité énergétique, et que les turbosoufflantes à fort taux de dilution sont presque aussi économes que les turbopropulseurs.

Cette efficacité découle directement de l'équation de ce module : déplacer plus d'air à une vitesse plus proche de la vitesse de vol augmente le rendement propulsif, donc moins de carburant brûlé et moins de CO_2 pour le même trajet.

Sur Saving Planets : Performances des avions · Solutions

Sources : NASA Glenn Beginner's Guide: Turbofan thrust (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/turbfan.html)

Ressources d'apprentissage gratuites

- MIT OpenCourseWare 16.50 Introduction to Propulsion Systems (Spring 2012) (https://ocw.mit.edu/courses/16-50-introduction-to-propulsion-systems-spring-2012/): Cours gratuits du MIT.
- NASA Glenn Beginner's Guide: Specific impulse (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/specimp.html): Explication gratuite de la NASA.

☐ **J'ai terminé cette unité**

Le cycle de Brayton et le rendement thermique

Le cycle de Brayton idéal, la compression et la détente isentropiques, le rendement thermique en fonction du taux de compression, les travaux du compresseur et de la turbine, les rendements des composants et le rendement global.

Objectifs d'apprentissage

À la fin de cette unité, vous saurez :

- Calculer le rendement de Brayton idéal à partir du taux de compression.
- Trouver les températures après une compression isentropique.
- Calculer le travail du compresseur.
- Combiner rendement thermique et rendement propulsif.

Notions clés

- Une turbine à gaz suit le cycle de Brayton : compression isentropique, apport de chaleur à pression constante, détente isentropique et rejet de chaleur.
- Le rendement thermique idéal ne dépend que du taux de compression : η_th = 1 − π^(−(γ−1)/γ).
- La compression isentropique élève la température selon T_2/T_1 = π^((γ−1)/γ).
- Le travail du compresseur par kg vaut c_p(T_2 − T_1) ; la turbine doit le fournir avant qu'il en reste pour le jet.
- Rendement global η_0 = η_th × η_p : de la chaleur à la puissance de poussée utile.

Équations clés

$$\eta_{th} = 1 - \pi^{-(\gamma-1)/\gamma}$$

`_th=1-π^-(γ-1)/γ`

Rendement de Brayton idéal

$$\frac{T_2}{T_1} = \pi^{(\gamma-1)/\gamma}$$

`(T_2)/(T_1)=π^(γ-1)/γ`

Compression isentropique

$$w_c = c_p(T_2 - T_1)$$

`w_c=c_p(T_2-T_1)`

Travail du compresseur

$$\eta_0 = \eta_{th}\eta_p$$

`_0=_th_p`

Rendement global

Exemples résolus pas à pas

Exemple 2.1 Trouvez le rendement de Brayton idéal pour des taux de compression de 10 et 30 (γ = 1.4).

1. 1 − 10^(−0.2857); 1 − 30^(−0.2857).

Réponse : 48.2% et 62.2%.

Exemple 2.2 De l'air à 288 K est comprimé d'un taux de 30. Trouvez T_2.

1. T_2 = 288 × 30^0.2857 = 288 × 2.643.

Réponse : T_2 = 761 K.

Exemple 2.3 Trouvez le travail du compresseur par kg.

1. 1005 × (761 − 288).

Réponse : w_c = 475 kJ/kg.

Exercices

Faites chacun d'abord sur papier, puis vérifiez.

1. Rendement à π = 20 ?

   57.5%.

2. Rendement à π = 40 ?

   65.1%.

3. Rendement global pour η_th = 0.5 et η_p = 0.8 ?

   0.40.

4. Pourquoi ne pas augmenter π indéfiniment ?

   La sortie du compresseur devient trop chaude et lourde ; la turbine limite.

Idées reçues fréquentes

Idée reçue : Le rendement de Brayton dépend de la température maximale.

En réalité : Le rendement idéal ne dépend que de π.

Idée reçue : Tout le travail du compresseur est perdu.

En réalité : La turbine le récupère sur le gaz chaud.

Idée reçue : Le rendement thermique dit tout.

En réalité : Multipliez par le rendement propulsif.

Cartes mémoire

Cycle de Brayton

Comprimer, brûler, détendre.

Taux de compression π

p_2/p_1.

η_th

1 − π^(−0.2857).

Travail du compresseur

c_pΔT.

Rendement global

η_th η_p.

Isentropique

Réversible et adiabatique.

Quiz d’autocontrôle

1. Le η de Brayton idéal dépend…

un rapport de pressions

du carburant

de la taille

l’altitude seulement

un rapport de pressions. Formule.

2. La chaleur est apportée à…

pression constante

volume constant

T constante

pression nulle

pression constante. Chambre de combustion.

3. η_0 = …

η_th × η_p

η_th + η_p

η_p/η_th

1

η_th × η_p. Chaîne.

4. Comprimer de l'air…

le chauffe

le refroidit

rien

le liquéfie

le chauffe. Isentropique.

Refaire ce quiz

Comment cela aide à sauver la planète

Le projet Hybrid Thermally Efficient Core (HyTEC) de la NASA a travaillé avec l'industrie pour développer des technologies de cœurs de moteur compacts permettant de réduire la consommation, d'extraire davantage de puissance électrique pour les systèmes de l'avion et d'améliorer la compatibilité avec les carburants d'aviation durables. La NASA indique que le projet est terminé.

Des cœurs plus petits, plus chauds et à plus haute pression sont la formule de rendement de ce module sous forme matérielle : augmenter le taux de compression augmente le rendement thermique, et chaque pour cent économise du carburant à chaque vol.

Sur Saving Planets : Thermodynamique · Solutions

Sources : NASA Aeronautics: Hybrid Thermally Efficient Core (HyTEC) project (https://www.nasa.gov/directorates/armd/aavp/hytec/)

Ressources d'apprentissage gratuites

- NASA Glenn Beginner's Guide: Brayton cycle (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/brayton.html): Explication gratuite de la NASA.
- PhET: Gas Properties (https://phet.colorado.edu/en/simulations/gas-properties): L'échauffement par compression en interactif.

☐ **J'ai terminé cette unité**

Écoulement compressible : entrées d’air et tuyères

Température et pression d’arrêt, relations isentropiques en fonction du nombre de Mach, écoulement bloqué, relations section–Mach, tuyères convergentes et convergentes-divergentes, et récupération de pression des entrées d’air.

Objectifs d’apprentissage

À la fin de cette unité, vous saurez :

- Utiliser les rapports grandeurs d’arrêt sur grandeurs statiques.
- Trouver les conditions critiques (soniques).
- Utiliser la relation section–Mach.
- Calculer la vitesse d’éjection idéale d’une tuyère.

Notions clés

- Température d’arrêt $T_0 = T(1 + (\gamma - 1)M^2/2)$; la pression d’arrêt s’en déduit par la puissance isentropique $\gamma/(\gamma - 1)$.
- Au col d’une tuyère bloquée M = 1, avec $T^*/T_0 = 0.833$ et $p^*/p_0 = 0.528$ pour l’air.
- Un écoulement subsonique accélère dans un conduit convergent ; un écoulement supersonique accélère dans un conduit divergent. A/A* donne la section nécessaire pour chaque nombre de Mach.
- Vitesse d’éjection idéale : V_e = √(2c_pT_0(1 − (p_e/p_0)^((γ−1)/γ))).
- Les entrées d’air ralentissent l’air à une vitesse subsonique pour le compresseur ; les pertes de pression d’arrêt réduisent la poussée et le rendement.

Équations clés

$$\frac{T_0}{T} = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2$$

`(T_0)/(T)=1+(γ-1)/(2)M^2`

Température d’arrêt

$$\frac{p_0}{p} = \left(\frac{T_0}{T}\right)^{\gamma/(\gamma-1)}$$

`(p_0)/(p)=((T_0)/(T))^γ/(γ-1)`

Pression d’arrêt

$$\frac{A}{A^*} = \frac{1}{M}\left[\frac{2}{\gamma+1}\left(1+\frac{\gamma-1}{2}M^2\right)\right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}$$

`(A)/(A^*)=1M[(2)/(γ+1)(1+(γ-1)/(2)M^2)]^(γ+1)/(2(γ-1))`

Relation section–Mach

$$V_e = \sqrt{2c_pT_0\left[1-(p_e/p_0)^{(\gamma-1)/\gamma}\right]}$$

`V_e=2c_pT_0[1-(p_e/p_0)^(γ-1)/γ]`

Vitesse d’éjection idéale

Exemples résolus pas à pas

Exemple 3.1 Trouvez T_0/T et p_0/p à Mach 0.8.

1. $T_0/T = 1 + 0.2 \times 0.64$.
2. $p_0/p = 1.128^{3.5}$.

Réponse : $T_0/T = 1.128$; $p_0/p = 1.524$.

Exemple 3.2 Trouvez A/A* pour Mach 2.

1. Relation section–Mach avec γ = 1.4.

Réponse : A/A* = 1.6875.

Exemple 3.3 Un gaz à $T_0 = 1000$ K se détend jusqu’à la moitié de sa pression d’arrêt (valeurs d’exemple). Trouvez V_e.

1. V_e = √(2 × 1005 × 1000 × (1 − 0.5^0.2857)).

Réponse : V_e = 601 m/s.

Exercices

Faites chacun d’abord sur papier, puis vérifiez.

1. Rapport de pression critique pour l’air ?

$p^*/p_0 = 0.528$.

2. T^*/T_0?

   0.833.

3. A/A* à Mach 1.5 ?

   1.176.

4. A/A* à Mach 3 ?

   4.235.

Idées reçues fréquentes

Idée reçue : Les tuyères sont toujours convergentes.
En réalité : Une sortie supersonique exige une partie divergente.

Idée reçue : Les valeurs statiques et d'arrêt sont identiques.
En réalité : Elles diffèrent quand la vitesse est élevée.

Idée reçue : Le blocage arrête tout écoulement.
En réalité : Il plafonne le débit massique pour des conditions amont données.

Cartes mémoire

Température d'arrêt

$T(1 + 0.2M^2)$ pour l'air.

Bloqué

M = 1 au col.

A/A*

Section pour un nombre de Mach.

p^*/p_0

0.528.

Convergent–divergent

Pour des sorties supersoniques.

Récupération de pression

p_0 conservée dans l'entrée d'air.

Quiz d'autocontrôle

1. Au col bloqué, M = ...

1

0

2

0.5

1. Sonique.

2. Un écoulement supersonique accélère dans un…

un divergent

un convergent

une conduite de section constante

aucune

un divergent. Section–Mach.

3. p^*/p_0 pour l'air…

0.528

0.833

1

0.1

0.528. $\gamma = 1.4$.

4. T_0/T à M = 0.8…

1.128

1.8

1

0.8

1.128. Formule.

Refaire ce quiz

Comment cela aide à sauver la planète

La page RS-25 de la NASA indique que lors d'Artemis I, la poussée du moteur et les vannes de régulation du rapport de mélange étaient à moins de 0.5 pour cent des valeurs prévues avant le vol, et les pressions et températures internes à moins de deux pour cent.

Des prévisions aussi précises viennent des relations d'écoulement isentropique de ce module, affinées par les données d'essai : bien prédire les conditions de tuyère et de chambre est ce qui permet à un moteur de fonctionner comme prévu.

Sur Saving Planets : Mécanique des fluides · Artemis II

Sources : NASA: SLS (Space Launch System) RS-25 Core Stage Engine (https://www.nasa.gov/reference/space-launch-system-rs-25-core-stage-engine/)

Ressources d'apprentissage gratuites

- MIT OpenCourseWare 16.50 Introduction to Propulsion Systems (Spring 2012) (https://ocw.mit.edu/courses/16-50-introduction-to-propulsion-systems-spring-2012/): Cours gratuits du MIT.
- NASA Glenn Beginner's Guide: Rocket thrust summary (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/rocket/rktthsum.html): Explication gratuite de la NASA.

☐ **J'ai terminé cette unité**

Turboréacteurs : composants et analyse du cycle

Entrée d’air, compresseur, chambre de combustion, turbine et tuyère ; équilibre des travaux entre compresseur et turbine ; limites de température d’entrée turbine ; postcombustion ; et rendements réels des composants.

Objectifs d’apprentissage

À la fin de cette unité, vous saurez :

- Suivre les stations à travers un turboréacteur.
- Équilibrer les travaux du compresseur et de la turbine.
- Expliquer les limites de température de la turbine.
- Décrire comment la postcombustion échange du carburant contre de la poussée.

Notions clés

- Stations : écoulement libre, entrée d’air, sortie compresseur, sortie chambre (entrée turbine), sortie turbine et sortie tuyère.
- La turbine entraîne le compresseur sur un arbre commun : c_p(T_4 − T_5) = c_p(T_3 − T_2) pour un écoulement idéal à c_p égal.
- Une température d’entrée turbine plus élevée donne plus de poussée spécifique et de rendement, dans la limite des matériaux des aubes et du refroidissement.
- Les compresseurs et turbines réels ont des rendements isentropiques inférieurs à 1 : il faut donc plus de travail et on en récupère moins.
- La postcombustion ajoute du carburant après la turbine pour une poussée supplémentaire à un coût en carburant élevé.

Équations clés

$$T_4 - T_5 = T_3 - T_2$$

T_4-T_5=T_3-T_2

Équilibre des travaux sur l’arbre

$$\eta_c = \frac{T_{3s} - T_2}{T_3 - T_2}$$

_c=_3s-T_2T_3-T_2

Rendement du compresseur

$$\eta_t = \frac{T_4 - T_5}{T_4 - T_{5s}}$$

_t=_4-T_5T_4-T_5s

Rendement de la turbine

$$F = \dot{m}(V_e - V_0)$$

F= m(V_e-V_0)

Poussée

Exemples résolus pas à pas

Exemple 4.1 Avec un compresseur de 475 kJ/kg (module 2) et une entrée turbine à 1600 K (valeur d'exemple), trouvez la température de sortie turbine.

1. ΔT = 475,440/1005 = 473 K.

Réponse : T_5 = 1127 K.

Exemple 4.2 Un compresseur réel avec η_c = 0.85 demande combien de travail pour le même taux de compression ?

1. 475/0.85.

Réponse : 559 kJ/kg.

Exemple 4.3 Trouvez la poussée d'un turboréacteur faisant passer 100 kg/s de 250 à 450 m/s.

1. 100 × 200.

Réponse : 20 kN.

Exercices

Faites chacun d'abord sur papier, puis vérifiez.

1. Élévation de température de ce compresseur réel ?

   559,341/1005 = 557 K.

2. Pourquoi refroidir les aubes de turbine ?

   Le gaz est plus chaud que ce que le métal peut supporter.

3. Qu’augmente la postcombustion ?

   V_e et la poussée.

4. Que diminue-t-elle ?

   Le rendement propulsif et la distance franchissable.

Idées reçues fréquentes

Idée reçue : La turbine produit la poussée.

En réalité : Elle entraîne surtout le compresseur ; la tuyère produit la poussée.

Idée reçue : On peut toujours aller plus chaud.

En réalité : Les matériaux limitent T_4.

Idée reçue : La postcombustion est efficace.

En réalité : Elle brûle du carburant à basse pression.

Cartes mémoire

Turboréacteur

Compresseur–chambre–turbine–tuyère.

T_4

Température d’entrée turbine.

Équilibre des travaux

Turbine = compresseur.

η_c

ΔT idéal/réel.

Postcombustion

Combustion après la turbine.

Numéros de station

0 écoulement libre à 9 sortie tuyère.

Quiz d’autocontrôle

1. Le travail de la turbine égale…

le travail du compresseur

à la poussée

l’énergie du carburant

zéro

le travail du compresseur. Arbre commun.

2. T_4 est limitée par…

les matériaux

du Mach

la couleur du carburant

l’altitude

les matériaux. Les aubes.

3. η_c < 1 signifie…

plus de travail nécessaire

moins de travail

aucun changement

du travail gratuit

plus de travail nécessaire. Pertes.

4. La postcombustion augmente…

à la poussée

le rendement

l’étendue

la dilution

à la poussée. Chaleur supplémentaire.

Refaire ce quiz

Comment cela aide à sauver la planète

Le guide de NASA Glenn indique que les turbosoufflantes à faible taux de dilution restent plus économes que les turboréacteurs simples, et que de nombreux chasseurs modernes utilisent des turbosoufflantes à faible dilution avec postcombustion pour croiser efficacement tout en disposant d'une forte poussée au besoin.

Le turboréacteur pur survit surtout comme modèle pédagogique : son simple équilibre des travaux montre pourquoi les moteurs ultérieurs ont ajouté une soufflante pour réduire la consommation.

Sur Saving Planets : Aérodynamique I · Thermodynamique

Sources : NASA Glenn Beginner's Guide: Turbofan thrust (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/turbfan.html)

Ressources d'apprentissage gratuites

- MIT OpenCourseWare 16.50 Introduction to Propulsion Systems (Spring 2012) (https://ocw.mit.edu/courses/16-50-introduction-to-propulsion-systems-spring-2012/): Cours gratuits du MIT.
- NASA Glenn Beginner's Guide: Brayton cycle (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/brayton.html): Explication gratuite de la NASA.

☐ **J'ai terminé cette unité**

Turbosoufflantes et turbopropulseurs

Taux de dilution, flux primaire et flux de soufflante, équation de poussée de la turbosoufflante, rendement propulsif du flux de soufflante, turbopropulseurs et rotors non carénés, et compromis taille–masse.

Objectifs d’apprentissage

À la fin de cette unité, vous saurez :

- Appliquer l’équation de poussée de la turbosoufflante.
- Calculer le taux de dilution et le débit total.
- Comparer la poussée d’une turbosoufflante et d’un turboréacteur au même cœur.
- Expliquer les limites d’une dilution très élevée.

Notions clés

- Taux de dilution bpr = ṁ_fan/ṁ_core ; débit total $\dot{m}_0$ = ṁ_fan + ṁ_core.
- Poussée de turbosoufflante selon NASA Glenn : F = (ṁV)_e + bpr·ṁ_c·V_f − $\dot{m}_0 V_0$.
- La soufflante accélère un peu beaucoup d’air, si bien que son flux a un rendement propulsif élevé.
- Les turbopropulseurs et rotors non carénés poussent la dilution encore plus haut, efficaces à plus basse vitesse.
- Des soufflantes plus grandes ajoutent masse, traînée et bruit et exigent des vitesses de soufflante plus lentes, souvent avec un réducteur.

Équations clés

$$bpr = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_c}$$

`bpr=( m_f)/( m_c)`

Taux de dilution

$$\dot{m}_0 = \dot{m}_f + \dot{m}_c$$

`m_0= m_f+ m_c`

Débit total

$$F = \dot{m}_c V_e + bpr\, \dot{m}_c V_f - \dot{m}_0 V_0$$

`F= m_cV_e+bpr m_cV_f- m_0V_0`

Poussée de turbosoufflante

$$\eta_{p,f} = \frac{2}{1 + V_f/V_0}$$

`_p,f=(2)/(1+V_f/V_0)`

Rendement du flux de soufflante

Exemples résolus pas à pas

Exemple 5.1 Une turbosoufflante a un débit primaire de 100 kg/s et bpr = 10, avec V_e = 450 m/s, V_f = 300 m/s et V_0 = 250 m/s (valeurs d'exemple). Trouvez le débit total et la poussée.

1. $\dot{m}_0$ = 100 + 1000 = 1100 kg/s.
2. F = 100 × 450 + 1000 × 300 − 1100 × 250.

Réponse : F = 70 kN.

Exemple 5.2 Comparez avec un turboréacteur ayant le même débit primaire et la même vitesse de sortie.

1. F = 100 × (450 − 250).

Réponse : 20 kN : la soufflante multiplie la poussée par 3.5.

Exemple 5.3 Trouvez le rendement propulsif du flux de soufflante.

1. 2/(1 + 300/250).

Réponse : η_p = 0.909.

Exercices

Faites chacun d'abord sur papier, puis vérifiez.

1. η_p du flux primaire (450 à 250 m/s) ?

   0.714.

2. Rapport de poussée turbosoufflante/turboréacteur ?

   3.5.

3. Pourquoi un réducteur sur la soufflante ?

   Pour que la soufflante tourne plus lentement que la turbine basse pression.

4. Pourquoi des hélices sur les avions lents ?

   Efficaces à basse vitesse ; les extrémités deviennent supersoniques à haute vitesse.

Idées reçues fréquentes

Idée reçue : La soufflante produit peu de poussée.
En réalité : Dans les moteurs à forte dilution, elle en produit la majeure partie.

Idée reçue : Une dilution plus élevée est toujours meilleure.
En réalité : La masse et la traînée croissent avec la taille de la soufflante.

Idée reçue : Les turbosoufflantes consomment plus que les turboréacteurs.
En réalité : Elles consomment moins pour la même poussée.

Cartes mémoire

Taux de dilution

Débit de soufflante/débit primaire.

Poussée de turbosoufflante

Primaire + soufflante − quantité de mouvement entrante.

Flux de soufflante

η_p élevé.

Turbopropulseur

Dilution très élevée via une hélice.

Soufflante à réducteur

Soufflante plus lente, turbine plus rapide.

Rotor non caréné

Soufflante non carénée.

Quiz d’autocontrôle

1. bpr = ...

ṁ_f/ṁ_c

ṁ_c/ṁ_f

V_f/V_e

F/ṁ

ṁ_f/ṁ_c. Définition.

2. Les soufflantes à forte dilution…

déplacent beaucoup d’air lentement

sont supersoniques

n’ajoutent aucune poussée

brûlent du carburant

déplacent beaucoup d’air lentement. Rendement.

3. Les turbopropulseurs conviennent…

aux basses vitesses

à Mach 2

aux fusées

à l’espace

aux basses vitesses. Limites des hélices.

4. Même cœur, ajout d’une soufflante : la poussée…

augmente

diminue

reste la même

zéro

augmente. Plus d’air.

Refaire ce quiz

Comment cela aide à sauver la planète

NASA Glenn explique que, comme le débit de carburant du cœur ne change que peu quand on ajoute une soufflante, une turbosoufflante produit plus de poussée pour presque le même carburant, d'où sa grande efficacité.

L'exemple de ce module montre l'effet : le même cœur de 100 kg/s produit 20 kN en turboréacteur et 70 kN avec une soufflante de taux de dilution 10, pour presque le même débit de carburant du cœur.

Sur Saving Planets : Performances des avions · Solutions

Sources : NASA Glenn Beginner's Guide: Turbofan thrust (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/turbfan.html)

Ressources d'apprentissage gratuites

- NASA Glenn Beginner's Guide: Turbofan thrust (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/turbfan.html): Explication gratuite de la NASA.
- MIT OpenCourseWare 16.50 Introduction to Propulsion Systems (Spring 2012) (https://ocw.mit.edu/courses/16-50-introduction-to-propulsion-systems-spring-2012/): Cours gratuits du MIT.

☐ **J'ai terminé cette unité**

Consommation de carburant, TSFC et émissions

Pouvoir calorifique du carburant, rendement global, consommation spécifique de carburant rapportée à la poussée, CO_2 issu de la combustion du kérosène, et lien entre rendement du moteur, distance franchissable et impact climatique.

Objectifs d'apprentissage

À la fin de cette unité, vous saurez :

- Calculer le rendement global à partir du débit de carburant.
- Calculer la TSFC.
- Estimer les émissions de CO_2 à partir de la consommation.
- Relier la TSFC à la distance franchissable.

Notions clés

- La puissance du carburant vaut ṁ_f × LHV ; le pouvoir calorifique inférieur du kérosène est d'environ 43 MJ/kg (valeur de manuel).
- Rendement global $\eta_0 = F \cdot V_0 / (\dot{m}_f \cdot LHV)$.
- Consommation spécifique TSFC = ṁ_f/F ; plus elle est faible, mieux c'est.
- Brûler 1 kg de kérosène produit environ 3.16 kg de CO_2 (valeur de manuel), car le carbone capte de l'oxygène de l'air.
- Dans l'équation de Bréguet, la distance franchissable croît avec $\eta_0 \times LHV$: un meilleur moteur vole plus loin ou brûle moins de carburant.

Équations clés

$$\eta_0 = \frac{F V_0}{\dot{m}_f \, LHV}$$

```
_0=(FV_0)/( m_f LHV)
```

Rendement global

$$TSFC = \frac{\dot{m}_f}{F}$$

```
TSFC=( m_f)/(F)
```

TSFC

$$\dot{m}_{CO_2} = 3.16 \, \dot{m}_f$$

```
m_CO_2=3.16 m_f
```

Taux de CO_2 (manuel)

$$R = \frac{\eta_0 LHV}{g} \frac{L}{D} \ln \frac{W_i}{W_f}$$

R=(_0 LHV)/(g)L/D(W_i)/(W_f)

Distance de Breguet

Exemples résolus pas à pas

Exemple 6.1 La turbosoufflante du module 5 (70 kN à 250 m/s) brûle 1.2 kg/s de carburant de LHV 43 MJ/kg (valeurs d'exemple). Trouvez η_0.

1. η_0 = 70,000 × 250/(1.2 × 43 × 10^6).

Réponse : η_0 = 0.339.

Exemple 6.2 Trouvez sa TSFC.

1. 1.2/70,000 kg/(N·s).

Réponse : TSFC = 17.14 mg/(N·s).

Exemple 6.3 Trouvez le CO_2 par heure.

1. Carburant = 1.2 × 3600 = 4320 kg.
2. CO_2 = 4320 × 3.16.

Réponse : 13651 kg de CO_2 par heure.

Exercices

Faites chacun d'abord sur papier, puis vérifiez.

1. Taux de CO_2 par seconde ?

   3.792 kg/s.

2. Rendement thermique si η_0 = 0.339 et η_p = 0.8 ?

   0.424.

3. Carburant économisé par heure avec une TSFC inférieure de 10% à poussée égale ?

   432 kg.

4. Réduire le carburant réduit-il le CO_2 proportionnellement ?

   Oui, pour le même carburant.

Idées reçues fréquentes

Idée reçue : Le carburant pèse plus que son CO_2.
En réalité : Le CO_2 représente environ 3.16 fois la masse de carburant.

Idée reçue : Une TSFC plus élevée est meilleure.
En réalité : Plus faible, c'est mieux.

Idée reçue : Le rendement n'affecte que le coût.
En réalité : Il réduit aussi les émissions.

Cartes mémoire

LHV

Énergie du carburant par kg.

η_0

$FV_0/(\dot{m}_f\ LHV)$.

TSFC

Carburant par unité de poussée.

Facteur CO_2

≈3.16 (manuel).

Breguet

Équation de la distance franchissable.

Puissance du carburant

$\dot{m}_f \times LHV$.

Quiz d'autocontrôle

1. TSFC = ...

$\dot{m}_f/F$

$F/\dot{m}_f$

FV_0

LHV/F

ṁ_f/F. Définition.

2. CO_2 par kg de kérosène (manuel)…

≈3.16 kg

1 kg

0.3 kg

10 kg

≈3.16 kg. Chimie.

3. La distance franchissable croît avec…

η_0 × LHV

TSFC

au poids

à la traînée

η_0 × LHV. Breguet.

4. Exemple de η_0…

0.339

0.9

0.05

1.2

0.339. Résolu.

Refaire ce quiz

Comment cela aide à sauver la planète

Le projet HyTEC de la NASA visait des technologies de cœurs compacts permettant de réduire la consommation et d'améliorer la compatibilité avec les carburants d'aviation durables.

Les chiffres de ce module montrent pourquoi c'est important : un seul gros moteur en croisière dans notre exemple émet environ 13.7 tonnes de CO_2 par heure, donc même de petits gains de TSFC s'additionnent à l'échelle d'une flotte.

Sur Saving Planets : Solutions · Observation de la Terre

Sources : NASA Aeronautics: Hybrid Thermally Efficient Core (HyTEC) project (https://www.nasa.gov/directorates/armd/aavp/hytec/)

Ressources d'apprentissage gratuites

- MIT OpenCourseWare 16.50 Introduction to Propulsion Systems (Spring 2012) (https://ocw.mit.edu/courses/16-50-introduction-to-propulsion-systems-spring-2012/): Cours gratuits du MIT.
- NASA Aeronautics: Hybrid Thermally Efficient Core (HyTEC) project (https://www.nasa.gov/directorates/armd/aavp/hytec/): Page du projet de la NASA.

☐ **J'ai terminé cette unité**

Fondamentaux des fusées et impulsion spécifique

Poussée des fusées, vitesse d'éjection équivalente, impulsion spécifique, impulsion totale, débit massique, et chiffres réels du moteur RS-25 de la NASA.

Objectifs d'apprentissage

À la fin de cette unité, vous saurez :

- Utiliser F = ṁV_eq.
- Convertir entre Isp et vitesse d'éjection.
- Calculer l'impulsion totale.
- Exploiter les données de poussée du RS-25.

Notions clés

- Une fusée emporte tous ses ergols, donc la poussée vaut F = ṁV_e + (p_e − p_0)A_e = ṁV_eq.
- NASA Glenn définit l'impulsion spécifique Isp = F/(ṁg_0), en secondes ; V_eq = Isp × g_0.
- L'impulsion totale I = F × Δt mesure ce qu'un moteur fournit au total.
- Un Isp plus élevé signifie moins d'ergols pour la même impulsion.
- La poussée est souvent exprimée en pourcentage d'un niveau nominal, comme pour le RS-25.

Équations clés

$$F = \dot{m} V_{eq}$$

```
F= mV_eq
```

Poussée d'une fusée

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m} g_0}$$

```
I_sp=(F)/( m g_0)
```

Impulsion spécifique

$$V_{eq} = I_{sp} g_0$$

```
V_eq=I_spg_0
```

Vitesse équivalente

$$I = F \Delta t$$

$I = F\Delta t$

Impulsion totale

Exemples résolus pas à pas

Exemple 7.1 La NASA indique que les RS-25 de la navette fonctionnaient à 104.5% de la poussée nominale, environ 491000 lbf. Convertissez en newtons et trouvez la poussée à 100%.

1. 491,000 × 4.448 N.
2. 491,000/1.045.

Réponse : 2.184 MN ; environ 469856 lbf.

Exemple 7.2 Avec un Isp dans le vide de manuel de 452 s, trouvez V_eq.

1. 452 × 9.80665.

Réponse : V_eq = 4433 m/s.

Exemple 7.3 Trouvez le débit d'ergols à 2.184 MN.

1. $\dot{m} = 2.184 \times 10^6/4433$.

Réponse : $\dot{m}$ = 492.7 kg/s (d'après le manuel).

Exercices

Faites chacun d'abord sur papier, puis vérifiez.

1. Quatre moteurs à 491000 lbf ?

   1.964 million de lbf.

2. Quatre à 109% du nominal ?

   Environ 2.049 millions de lbf.

3. Impulsion totale d'un moteur de 1000 N pendant 20 s ?

   20,000 N·s.

4. V_eq pour un Isp de 300 s ?

2942 m/s.

Idées reçues fréquentes

Idée reçue : L’Isp est une durée de fonctionnement du moteur.

En réalité : C’est la poussée par débit de poids d’ergols.

Idée reçue : Les fusées ont besoin d’air pour s’appuyer.

En réalité : Elles fonctionnent mieux dans le vide.

Idée reçue : Une poussée supérieure à 100 pour cent est impossible.

En réalité : Elle est relative à un niveau nominal historique.

Cartes mémoire

Isp

F/(ṁg_0), en secondes.

V_eq

Isp × g_0.

Impulsion totale

F × Δt.

RS-25

Moteur de l’étage central du SLS.

Poussée nominale

Niveau de référence 100%.

g_0

9.80665 m/s².

Quiz d’autocontrôle

1. Isp = …

F/(ṁg_0)

ṁ/F

Fg_0

V/F

F/(ṁg_0). Glenn.

2. V_eq pour un Isp de 452 s…

4433 m/s

452 m/s

9.8 km/s

300 m/s

4433 m/s. Multiplier.

3. Unités de l’impulsion totale…

N·s

N

s

kg

N·s. F × t.

4. Niveau RS-25 de la navette…

104.5%

50%

200%

10%

104.5%. NASA.

Refaire ce quiz

Comment cela aide à sauver la planète

La page RS-25 de la NASA indique que ces moteurs ont volé lors de 135 missions de la navette spatiale, avec plus de 3000 démarrages et plus de 1 million de secondes de mise à feu cumulée au

sol et en vol ; la fusée SLS Block 1 utilise quatre RS-25 et deux propulseurs d'appoint à poudre pour envoyer 27 tonnes vers la Lune.

La même page indique que lors d'Artemis I en novembre 2022, les moteurs ont produit plus de 2 millions de livres de poussée dans le vide. Réutiliser des moteurs éprouvés est l'un des moyens par lesquels la NASA développe ses capacités d'observation de la Terre et d'exploration.

Sur Saving Planets : Artemis II · Mécanique orbitale

Sources : NASA: SLS (Space Launch System) RS-25 Core Stage Engine (https://www.nasa.gov/reference/space-launch-system-rs-25-core-stage-engine/) · NASA Glenn Beginner's Guide: Specific impulse (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/specimp.html)

Ressources d'apprentissage gratuites

- NASA Glenn Beginner's Guide: Specific impulse (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/specimp.html): Explication gratuite de la NASA.
- MIT OpenCourseWare 16.512 Rocket Propulsion (Fall 2005) (https://ocw.mit.edu/courses/16-512-rocket-propulsion-fall-2005/): Cours gratuit du MIT sur les fusées.

☐ **J'ai terminé cette unité**

Tuyères de fusée, ergols et régulation de poussée

Conditions de chambre, détente dans la tuyère, vitesse d'éjection par les relations isentropiques, rapport de détente et altitude, choix des ergols et régulation de poussée.

Objectifs d'apprentissage

À la fin de cette unité, vous saurez :

- Calculer la vitesse d'éjection idéale d'une fusée.
- Expliquer la surdétente et la sous-détente.
- Comparer les propriétés des ergols.
- Relier les réglages de régulation à la poussée.

Notions clés

- Vitesse d'éjection idéale : V_e = √(2γRT$_0$/(γ − 1) × (1 − (p_e/p$_0$)^((γ−1)/γ))), avec R la constante du gaz par kg de gaz d'échappement.
- Des gaz chauds et légers (T$_0$/M élevé) donnent un V_e élevé : les moteurs hydrogène–oxygène ont le meilleur Isp chimique.
- Des rapports de détente plus grands abaissent p_e et augmentent V_e, mais une tuyère dimensionnée pour le vide est en surdétente au niveau de la mer.
- Le coefficient de poussée et la pression de chambre relient la taille de la tuyère à la poussée.
- La régulation fait varier le débit d'ergols et la pression de chambre ; la NASA exprime les niveaux de puissance du RS-25 en pourcentage de la poussée nominale.

Équations clés

$$V_e = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma - 1}\frac{R_u T_0}{\mathcal{M}}\left[1 - (p_e/p_0)^{(\gamma-1)/\gamma}\right]}$$

```
V_e=(2γ)/(γ-1)(R_uT_0)/( M)[1-(p_e/p_0)^(γ-1)/γ]
```

Vitesse d'éjection idéale d'une fusée

$$I_{sp} = V_e / g_0$$

```
I_sp=V_e/g_0
```

Isp (tuyère adaptée)

$$F = \dot{m} V_e + (p_e - p_a) A_e$$

```
F= mV_e+(p_e-p_a)A_e
```

Poussée avec terme de pression

$$F_{\%} = \frac{F}{F_{100}}$$

F_\%=_100

Niveau de puissance

Exemples résolus pas à pas

Exemple 8.1 Des gaz avec γ = 1.2, une masse molaire de 13 g/mol et T_0 = 3500 K (valeurs d'exemple) se détendent jusqu'à p_e/p_0 = 0.001. Trouvez V_e et l'Isp.

1. V_e = √(12 × 8.314 × 3500/0.013 × (1 − 0.001^0.1667)).

Réponse : V_e = 4286 m/s; Isp = 437 s.

Exemple 8.2 Recommencez pour p_e/p_0 = 0.01.

1. Détente plus faible.

Réponse : V_e = 3794 m/s.

Exemple 8.3 La NASA indique que les nouveaux RS-25 fonctionnent à 111% et ont été testés jusqu'à 113%. Trouvez 113% en lbf à partir de 469856 lbf nominales.

1. 469,856 × 1.13.

Réponse : 530937 lbf.

Exercices

Faites chacun d'abord sur papier, puis vérifiez.

1. 111% du nominal ?

   Environ 521540 lbf (NASA : environ 522000).

2. Isp à p_e/p_0 = 0.01 ?

   387 s.

3. Pourquoi T_0/M compte-t-il ?

   V_e varie comme $\sqrt{(T_0/M)}$.

4. Que devient une tuyère pour le vide au niveau de la mer ?

   Surdétente ; poussée réduite et risque de décollement.

Idées reçues fréquentes

Idée reçue : Des gaz d'échappement plus lourds sont meilleurs.
En réalité : Des gaz plus légers donnent un V_e plus élevé.

Idée reçue : Des tuyères plus grandes aident toujours.
En réalité : Pas au niveau de la mer.

Idée reçue : La régulation ne change que le débit.
En réalité : La pression de chambre change aussi.

Cartes mémoire

Rapport de détente

A_e/A*.

En surdétente

p_e < p_a.

En sous-détente

p_e > p_a.

Masse molaire

Gaz plus légers, jet plus rapide.

Niveau de puissance

Pourcentage de la poussée nominale.

Pression de chambre

Fixe la poussée pour une taille de tuyère.

Quiz d'autocontrôle

1. V_e varie comme…

$\sqrt{(T_0/M)}$

M

T_0^2

$1/T_0$

$\sqrt{(T_0/M)}$. Formule.

2. Meilleur Isp chimique…

H_2/O_2

la poudre noire

l'eau

le kérosène seul

H_2/O_2. Gaz d'échappement légers.

3. Un p_e/p_0 plus faible donne…

un V_e plus élevé

un V_e plus faible

reste la même

zéro

un V_e plus élevé. Plus de détente.

4. Les essais du RS-25 ont atteint…

113%

50%

150%

200%

113%. NASA.

Refaire ce quiz

Comment cela aide à sauver la planète

La NASA indique que les RS-25 volaient à 104.5% sur la navette et ont été testés à 111% ; le SLS utilise 109% pour ses quatre premiers vols, les nouveaux moteurs de série fonctionnent à 111%, et les essais ont atteint 113%. L3Harris construit 24 nouveaux moteurs avec des méthodes modernes comme la fusion laser sélective.

Chaque pour cent de poussée supplémentaire découle de la physique de la chambre et de la tuyère vue dans ce module, et permet au même moteur de placer plus de masse en orbite.

Sur Saving Planets : Artemis II · GOES-19

Sources : NASA: SLS (Space Launch System) RS-25 Core Stage Engine (https://www.nasa.gov/reference/space-launch-system-rs-25-core-stage-engine/)

Ressources d’apprentissage gratuites

- MIT OpenCourseWare 16.512 Rocket Propulsion (Fall 2005) (https://ocw.mit.edu/courses/16-512-rocket-propulsion-fall-2005/): Cours gratuit du MIT sur les fusées.
- NASA Glenn Beginner’s Guide: Rocket thrust summary (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/rocket/rktthsum.html): Explication gratuite de la NASA.

☐ **J’ai terminé cette unité**

L’équation de la fusée et la propulsion électrique

L’équation de Tsiolkovski, le rapport de masse, l’étagement, les propulseurs électriques, la poussée limitée par la puissance et le compromis entre Isp et poussée.

Objectifs d’apprentissage

À la fin de cette unité, vous saurez :

- Utiliser l’équation de la fusée.
- Comparer les Δv chimique et électrique pour une même masse d’ergols.
- Calculer la poussée limitée par la puissance.
- Expliquer pourquoi les propulseurs électriques ont une faible poussée.

Notions clés

- Tsiolkovski : Δv = V_e ln(m_0/m_f).
- L’étagement largue la masse à vide pour que les étages suivants aient de meilleurs rapports de masse.
- Les propulseurs électriques (ioniques, à effet Hall) atteignent des Isp très élevés mais sont limités par la puissance.
- Puissance du jet ½ṁV_e² = ηP, donc poussée F = 2ηP/V_e : un V_e plus élevé signifie moins de poussée pour la même puissance.
- La propulsion électrique convient aux missions longues et patientes ; les fusées chimiques au lancement et aux manœuvres rapides.

Équations clés

$$\Delta v = V_e \ln \frac{m_0}{m_f}$$

```
Δ v=V_e(m_0)/(m_f)
```

Équation de la fusée

$$F = \frac{2\eta P}{V_e}$$

```
F=(2 P)/(V_e)
```

Poussée limitée par la puissance

$$V_e = I_{sp} g_0$$

```
V_e=I_spg_0
```

Vitesse d’éjection

$$\frac{m_0}{m_f} = e^{\Delta v / V_e}$$

(m_0)/(m_f)=e^Δ v/V_e

Rapport de masse

Exemples résolus pas à pas

Exemple 9.1 Un propulseur à effet Hall a un Isp de 1800 s (valeur d’exemple). Trouvez V_e.

1. 1800 × 9.80665.

Réponse : V_e = 17,652 m/s.

Exemple 9.2 Avec 4.5 kW et un rendement de 0.5 (valeurs d’exemple), trouvez la poussée.

1. F = 2 × 0.5 × 4500/17,652.

Réponse : F = 0.255 N.

Exemple 9.3 Un engin de 1000 kg utilise 100 kg d’ergols. Comparez le Δv avec ce propulseur et avec un moteur chimique de 300 s.

1. 17,652 ln(1000/900); 2942 ln(1000/900).

Réponse : Environ 1860 m/s contre 310 m/s.

Exercices

Faites chacun d’abord sur papier, puis vérifiez.

1. Rapport de masse pour Δv = V_e ?

   e = 2.718.

2. Poussée si la puissance double ?

   0.51 N.

3. Pourquoi ne pas décoller avec des propulseurs à effet Hall ?

La poussée est très inférieure au poids.

4. Pourquoi étager ?

   Pour larguer la masse morte.

Idées reçues fréquentes

Idée reçue : Un Isp élevé signifie une forte poussée.

En réalité : La puissance limite la poussée.

Idée reçue : Le Δv est linéaire en ergols.

En réalité : Il est logarithmique.

Idée reçue : Les moteurs électriques n'ont pas besoin d'ergols.

En réalité : Ils éjectent quand même de la masse.

Cartes mémoire

Équation de la fusée

$\Delta v = V_e \ln(m_0/m_f)$.

Rapport de masse

m_0/m_f.

Étagement

Larguer les réservoirs vides.

Propulseur à effet Hall

Électrique, Isp élevé.

Limité par la puissance

$F = 2\eta P/V_e$.

Δv

Budget de variation de vitesse.

Quiz d'autocontrôle

1. Δv = ...

$V_e \ln(m_0/m_f)$

$V_e m_0$

F/m

Isp

V_e ln(m_0/m_f). Tsiolkovski.

2. F limitée par la puissance = ...

2ηP/V_e

PV_e

P/η

ṁg

2ηP/V_e. Énergie.

3. V_e d'un Hall à 1800 s...

17.65 km/s

1.8 km/s

300 m/s

100 km/s

17.65 km/s. Multiplier.

4. L'étagement aide en...

en larguant la masse à vide

ajoutant du carburant

en augmentant g

rien

en larguant la masse à vide. Rapport de masse.

Refaire ce quiz

Comment cela aide à sauver la planète

La mission DART de la NASA, un test de défense planétaire, a été lancée le 24 novembre 2021 sur une Falcon 9 depuis la Vandenberg Space Force Base et a percuté la petite lune astéroïdale Dimorphos, d'environ 160 mètres de diamètre, le 26 septembre 2022.

Y parvenir a exigé le budget de l'équation de la fusée de ce module : le Δv de lancement d'une fusée chimique, puis une propulsion spatiale précise pour se diriger vers une petite cible.

Sur Saving Planets : Mécanique orbitale · Solutions

Sources : NASA Science: Double Asteroid Redirection Test (DART) (https://science.nasa.gov/mission/dart/)

Ressources d'apprentissage gratuites

- MIT OpenCourseWare 16.512 Rocket Propulsion (Fall 2005) (https://ocw.mit.edu/courses/16-512-rocket-propulsion-fall-2005/): Cours gratuit du MIT sur les fusées.
- NASA Glenn Beginner's Guide: Specific impulse (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/specimp.html): Explication gratuite de la NASA.

☐ **J'ai terminé cette unité**

Propulsion durable : SAF, hydrogène et vol électrique

Carburants d’aviation durables, densité d’énergie par kilogramme, hydrogène et batteries comparés au kérosène, et ce que ces chiffres signifient pour les futurs avions.

Objectifs d’apprentissage

À la fin de cette unité, vous saurez :

- Comparer les énergies spécifiques des carburants et des batteries.
- Décrire les matières premières et filières des SAF.
- Estimer les variations d’énergie du carburant.
- Peser le compromis masse–volume de l’hydrogène.

Notions clés

- L’énergie spécifique (MJ/kg) détermine la distance qu’un avion peut parcourir par kilogramme emporté ; kérosène ≈ 43 MJ/kg, hydrogène liquide ≈ 120 MJ/kg et bonnes batteries ≈ 0.25 MJ/kg (valeurs de manuel).
- Le SAF est produit à partir de biomasse, de déchets ou de carbone capté et peut être utilisé directement dans les moteurs existants, dans certaines limites de mélange.
- L’hydrogène a une énergie élevée par kilogramme mais une très faible masse volumique : les réservoirs sont donc grands et lourds.
- Les batteries conviennent aux vols courts et aux petits avions ; leur faible énergie spécifique limite la distance franchissable.
- Les émissions sur le cycle de vie dépendent de la façon dont le carburant est produit, pas seulement de ce qui sort du moteur.

Équations clés

$$\frac{e_{fuel}}{e_{batt}} = \frac{43}{0.25}$$

```
_fuele_batt=(43)/(0.25)
```

Carburant contre batterie (manuel)

$$\frac{e_{H_2}}{e_{jet}} = \frac{120}{43}$$

```
_H_2e_jet=120/43
```

Hydrogène contre kérosène (manuel)

$$m_{fuel} = \frac{E}{e}$$

`m_fuel=E/e`

Masse pour une énergie

$$E = m\,LHV$$

`E=m LHV`

Énergie du carburant

Exemples résolus pas à pas

Exemple 10.1 Combien de fois plus d'énergie par kg le kérosène contient-il qu'une batterie (valeurs de manuel) ?

1. 43/0.25.

Réponse : 172 fois.

Exemple 10.2 Comment l'hydrogène liquide se compare-t-il au kérosène par kg ?

1. 120/43.

Réponse : 2.79 fois.

Exemple 10.3 Le DOE indique qu'un SAF bio-acétone du LANL contient 12% d'énergie de plus que le kérosène classique. En prenant 43 MJ/kg comme base (valeur de manuel), estimez son énergie.

1. 1.12 × 43.

Réponse : Environ 48.2 MJ/kg.

Exercices

Faites chacun d'abord sur papier, puis vérifiez.

1. Masse de batterie pour stocker l'énergie de 1 kg de kérosène ?

   172 kg.

2. Masse d’hydrogène pour l’énergie de 1000 kg de kérosène ?

   358 kg.

3. Citez une matière première de SAF.

   Biomasse, déchets humides ou CO résiduel.

4. Pourquoi l’hydrogène est-il difficile à stocker ?

   Très faible masse volumique ; réservoirs cryogéniques.

Idées reçues fréquentes

Idée reçue : L’hydrogène est pauvre en énergie.
En réalité : Par kilogramme il dépasse le kérosène ; par litre, non.

Idée reçue : Les batteries égaleront bientôt le kérosène.
En réalité : L’écart dépasse 100×.

Idée reçue : Le SAF exige de nouveaux moteurs.
En réalité : Il est conçu pour fonctionner dans les moteurs existants.

Cartes mémoire

SAF

Carburant d’aviation durable.

Charge spécifique

MJ/kg.

LH_2

Hydrogène liquide.

Carburant de substitution directe

Fonctionne dans les moteurs actuels.

Cycle de vie

De la production à la combustion.

Billion-Ton Report

Étude du DOE sur la biomasse.

Quiz d’autocontrôle

1. Kérosène contre batterie (manuel)...

172×

2×

10×

1000×

172×. 43/0.25.

2. Le point faible de l’hydrogène…

volume

la masse

l’énergie

de la couleur

volume. La masse volumique.

3. Potentiel de biomasse du DOE…

>1 milliard de tonnes par an

1 tonne

1 million de tonnes

aucune

>1 milliard de tonnes par an. Billion-Ton Report.

4. Énergie du SAF du LANL par rapport au kérosène…

+12%

−50%

reste la même

+100%

+12%. DOE.

Refaire ce quiz

Comment cela aide à sauver la planète

Le département de l'Énergie des États-Unis indique que son Billion-Ton Report de 2023 a conclu que les États-Unis pourraient produire plus de 1 milliard de tonnes de biomasse par an, assez pour environ 60 milliards de gallons de biocarburants, et qu'un SAF bio-acétone du LANL contient 12% d'énergie de plus que le kérosène classique.

Le DOE décrit aussi des SAF issus de déchets humides et de CO résiduel par des filières alcool-vers-kérosène. Combiné aux moteurs efficaces des modules précédents, un carburant plus propre est une voie directe vers des émissions aériennes plus faibles.

Sur Saving Planets : Solutions · Observation de la Terre

Sources : U.S. Department of Energy: Sustainable Aviation Fuels (https://www.energy.gov/eere/bioenergy/sustainable-aviation-fuels)

Ressources d'apprentissage gratuites

- U.S. Department of Energy: Sustainable Aviation Fuels (https://www.energy.gov/eere/bioenergy/sustainable-aviation-fuels): Explication du DOE.
- NASA Aeronautics: Hybrid Thermally Efficient Core (HyTEC) project (https://www.nasa.gov/directorates/armd/aavp/hytec/): Page du projet de la NASA.

☐ **J'ai terminé cette unité**

Exercices

Ces exercices sont dans chaque unité. Faites-les sur papier, puis ouvrez la réponse.

1. Poussée, quantité de mouvement et rendement propulsif
   4 exercices
2. Le cycle de Brayton et le rendement thermique
   4 exercices
3. Écoulement compressible : entrées d'air et tuyères
   4 exercices
4. Turboréacteurs : composants et analyse du cycle
   4 exercices
5. Turbosoufflantes et turbopropulseurs
   4 exercices
6. Consommation de carburant, TSFC et émissions

4 exercices

7. Fondamentaux des fusées et impulsion spécifique
   4 exercices
8. Tuyères de fusée, ergols et régulation de poussée
   4 exercices
9. L'équation de la fusée et la propulsion électrique
   4 exercices
10. Propulsion durable : SAF, hydrogène et vol électrique
    4 exercices

Le laboratoire (Propulsion lab)

Le labo est la partie pratique du cours. Ici, il est gratuit et sert uniquement à s'entraîner, sans crédits.

Chaque TP se déroule dans une simulation gratuite ou un tableur : il n'y a donc aucun risque physique. Ne mélangez, ne fabriquez ni ne brûlez d'ergols et ne construisez pas de moteurs pour ce cours. Faites des pauses d'écran, tenez-vous bien assis et gardez les câbles hors des zones de passage.

Référence de sécurité : OSHA: Walking-working surfaces (slip, trip and fall hazards) (https://www.osha.gov/walking-working-surfaces)

TP A : Balayage de la poussée et du rendement propulsif

SEMAINE 1

Objectif : Construisez un tableur qui fait varier la vitesse d'éjection à vitesse de vol fixe et calcule la poussée, la poussée spécifique et le rendement propulsif.

$$\eta_p = \frac{2}{1 + V_e/V_0}$$

`_p=(2)/(1+V_e/V_0)`

Rendement propulsif

Mode opératoire

1. Fixez ṁ = 100 kg/s et V_0 = 250 m/s.
2. Faites varier V_e de 300 à 900 m/s.
3. Calculez F, F/ṁ et η_p sur chaque ligne.
4. Tracez η_p en fonction de la poussée spécifique et décrivez le compromis.

Tableau de données

V_e (m/s)	F (kN)	η_p
300	5	0.909
450	20	0.714
600	35	0.588
900	65	0.435

Valeurs d'exemple calculées.

Exemple de calcul

1. F = 100 × (600 − 250) = 35 kN.
2. η_p = 2/(1 + 900/250) = 0.435.

> **Sécurité**
>
> - Ordinateur uniquement.

Alternative à la maison ou virtuelle

- N'importe quel tableur convient.

NASA Glenn Beginner's Guide: Turbofan thrust (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/turbfan.html)

Lien avec la planète : NASA Glenn note que les turbosoufflantes à fort taux de dilution sont presque aussi économes que les turbopropulseurs. NASA Glenn Beginner's Guide: Turbofan thrust (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/turbfan.html)

- [ ] **J'ai terminé ce TP (réel ou virtuel)**

TP B : Échauffement par compression et rendement de Brayton

SEMAINE 2

Objectif : Regardez le gaz s’échauffer quand il est comprimé dans PhET Gas Properties, puis tabulez le rendement de Brayton idéal en fonction du taux de compression.

$$\eta_{th} = 1 - \pi^{-0.2857}$$

```
_th=1-π^-0.2857
```

Rendement de Brayton idéal (γ = 1.4)

Mode opératoire

1. Dans PhET Gas Properties, isolez la boîte (chaleur constante) et poussez la paroi rapidement ; notez l’élévation de température.
2. Dans un tableur, listez π = 10, 20, 30, 40.
3. Calculez η_th et T_2 à partir de 288 K.
4. Tracez η_th en fonction de π et notez les rendements décroissants.

Tableau de données

π	η_th	T_2 (K)
10	0.482	556
20	0.575	678
30	0.622	761
40	0.651	825

Valeurs idéales calculées.

Exemple de calcul

1. η = 1 − 30^(−0.2857) = 0.622.
2. T_2 = 288 × 40^0.2857 = 825 K.

> **Sécurité**
>
> - Ordinateur uniquement.

Alternative à la maison ou virtuelle

- N’importe quel navigateur et tableur conviennent.

PhET: Gas Properties (https://phet.colorado.edu/en/simulations/gas-properties) · NASA Glenn Beginner's Guide: Brayton cycle (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/brayton.html)

Lien avec la planète : Le projet HyTEC de la NASA a développé des technologies de cœurs compacts pour réduire la consommation. NASA Aeronautics: Hybrid Thermally Efficient Core (HyTEC) project (https://www.nasa.gov/directorates/armd/aavp/hytec/)

- [ ] **J'ai terminé ce TP (réel ou virtuel)**

TP C : Construire des tables d’écoulement isentropique

SEMAINE 4

Objectif : Calculez T_0/T, p_0/p et A/A^* en fonction du nombre de Mach pour l’air et trouvez où la section est minimale.

$$\frac{A}{A^*} = \frac{1}{M}\left[\frac{2}{\gamma+1}\left(1+\frac{\gamma-1}{2}M^2\right)\right]^3$$

`(A)/(A^*)=1M[(2)/(γ+1)(1+(γ-1)/(2)M^2)]^3`

Relation section–Mach (γ = 1.4)

Mode opératoire

1. Listez M de 0.2 à 3 par pas de 0.1.
2. Calculez T_0/T, p_0/p et A/A^*.
3. Tracez A/A^* et vérifiez son minimum de 1 à M = 1.
4. Relevez le rapport de sections nécessaire pour une tuyère à Mach 2.

Tableau de données

M	p_0/p	A/A^*
0.8	1.524	1.038
1.0	1.893	1.000
2.0	7.824	1.688
3.0	36.73	4.235

Valeurs calculées pour γ = 1.4.

Exemple de calcul

1. p_0/p à M = 2 : 1.8^3.5 = 7.824.
2. A/A^* à M = 0.8 : (1/0.8)(1.128/1.2)³ = 1.038.

> **Sécurité**
>
> - Ordinateur uniquement.

Alternative à la maison ou virtuelle

- N’importe quel tableur convient.

MIT OpenCourseWare 16.50 Introduction to Propulsion Systems (Spring 2012) (https://ocw.mit.edu/courses/16-50-introduction-to-propulsion-systems-spring-2012/)

Lien avec la planète : La NASA indique que les vannes du RS-25 d'Artemis I étaient à moins de 0.5% des valeurs prévues. NASA: SLS (Space Launch System) RS-25 Core Stage Engine (https://www.nasa.gov/reference/space-launch-system-rs-25-core-stage-engine/)

☐ **J'ai terminé ce TP (réel ou virtuel)**

TP D : Le compromis de dilution de la turbosoufflante

SEMAINE 7

Objectif : Faites varier le taux de dilution pour un cœur et une vitesse de soufflante fixes et comparez la poussée et le rendement du flux de soufflante.

$$F = \dot{m}_c V_e + bpr\, \dot{m}_c V_f - \dot{m}_0 V_0$$

```
F= m_cV_e+bpr m_cV_f- m_0V_0
```

Poussée de turbosoufflante

Mode opératoire

1. Fixez ṁ_c = 100 kg/s, V_e = 450, V_f = 300, V_0 = 250 m/s.
2. Faites varier bpr de 0 à 12.
3. Calculez F et le rapport de poussée par rapport à bpr = 0.
4. Discutez pourquoi les moteurs réels s’arrêtent près des taux de dilution actuels.

Tableau de données

bpr	F (kN)	Rapport
0	20	1.0
5	45	2.25
10	70	3.5
12	80	4.0

Valeurs d’exemple calculées.

Exemple de calcul

1. F(5) = 45,000 + 150,000 − 150,000 = 45 kN.
2. Chaque unité de bpr ajoute 100 × 50 = 5 kN.

> **Sécurité**
>
> - Ordinateur uniquement.

Alternative à la maison ou virtuelle

- N’importe quel tableur convient.

NASA Glenn Beginner’s Guide: Turbofan thrust (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/turbfan.html)

Lien avec la planète : NASA Glenn : une turbosoufflante produit plus de poussée pour presque le même débit de carburant du cœur. NASA Glenn Beginner's Guide: Turbofan thrust (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/turbfan.html)

☐ **J'ai terminé ce TP (réel ou virtuel)**

TP E : Détente dans une tuyère de fusée et Isp

SEMAINE 11

Objectif : Calculez la vitesse d'éjection idéale et l'Isp d'une fusée quand le rapport de pression de la tuyère varie, puis reliez les niveaux de puissance du RS-25 à la poussée.

$$V_e = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma - 1}\frac{R_u T_0}{\mathcal{M}}\left[1 - (p_e/p_0)^{(\gamma-1)/\gamma}\right]}$$

`V_e=(2γ)/(γ-1)(R_uT_0)/( M)[1-(p_e/p_0)^(γ-1)/γ]`

Vitesse d'éjection idéale

Mode opératoire

1. Utilisez γ = 1.2, une masse molaire de 13 g/mol et T_0 = 3500 K (valeurs d'exemple).
2. Faites varier p_e/p_0 de 0.1 à 0.0001.
3. Calculez V_e et l'Isp.
4. Tabulez la poussée du RS-25 à 104.5%, 109%, 111% et 113% de 469856 lbf.

Tableau de données

p_e/p_0	V_e (m/s)	Isp (s)
0.01	3794	387
0.001	4286	437

Valeurs d'exemple calculées ; niveaux du RS-25 selon la NASA.

Exemple de calcul

1. V_e = √(12 × 639.5 × 3500 × (1 − 0.001^0.1667)) = 4286 m/s.
2. 109% × 469856 = 512143 lbf.

> **Sécurité**
>
> - Ordinateur uniquement.

Alternative à la maison ou virtuelle

- N'importe quel tableur convient.

NASA Glenn Beginner's Guide: Rocket thrust summary (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/rocket/rktthsum.html) · NASA Glenn Beginner's Guide: Specific impulse (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/specimp.html)

Lien avec la planète : La NASA indique que les nouveaux RS-25 fonctionnent à 111% et que les essais ont atteint 113%. NASA: SLS (Space Launch System) RS-25 Core Stage Engine (https://www.nasa.gov/reference/space-launch-system-rs-25-core-stage-engine/)

- [ ] **J’ai terminé ce TP (réel ou virtuel)**

TP F : Densité d’énergie et la question des SAF

SEMAINE 13

Objectif : Comparez la masse nécessaire pour emporter la même énergie avec du kérosène, de l’hydrogène liquide, une batterie et un SAF plus énergétique.

$$m = E/e$$

`m=E/e`

Masse pour une énergie

Mode opératoire

1. Fixez E = 43000 MJ (1000 kg de kérosène, valeur de manuel).
2. Calculez la masse pour chaque vecteur d’énergie.
3. Tracez les masses sur un axe logarithmique.
4. Rédigez un paragraphe sur la place de chaque option.

Tableau de données

Vecteur	MJ/kg	Masse (kg)
Carburéacteur	43	1000
Hydrogène liquide	120	358
Batterie	0.25	172,000
SAF (+12%)	48.16	893

Énergies spécifiques de manuel ; gain d’énergie du SAF selon le DOE.

Exemple de calcul

1. 43,000/0.25 = 172,000 kg.
2. 43,000/48.16 = 893 kg.

> **Sécurité**
>
> - Ordinateur uniquement.

Alternative à la maison ou virtuelle

- N’importe quel tableur convient.

U.S. Department of Energy: Sustainable Aviation Fuels (https://www.energy.gov/eere/bioenergy/sustainable-aviation-fuels)

Lien avec la planète : Le DOE indique que les États-Unis pourraient produire plus de 1 milliard de tonnes de biomasse par an. U.S. Department of Energy: Sustainable Aviation Fuels (https://www.energy.gov/eere/bioenergy/sustainable-aviation-fuels)

☐ **J’ai terminé ce TP (réel ou virtuel)**

Séries d’entraînement aux examens

Chronométrez-vous : environ 10 minutes par problème. Comparez ensuite avec les solutions complètes.

Série d’exercices de mi-parcours (unités 1–5)

1. Un moteur fait passer 80 kg/s de 200 à 500 m/s. Trouvez la poussée et η_p.

    1. F = 80 × 300.
    2. η_p = 2/(1 + 2.5).

    Réponse : 24 kN; 0.571.

2. Trouvez le rendement de Brayton idéal à π = 25.

    1. 1 − 25^(−0.2857).

    Réponse : 60.1%.

3. Trouvez T_0/T à Mach 2.

    1. 1 + 0.2 × 4.

    Réponse : 1.8.

4. Trouvez la température de sortie du compresseur pour π = 20 à partir de 288 K.

    1. 288 × 20^0.2857.

    Réponse : 678 K.

5. Une turbosoufflante a ṁ_c = 50 kg/s, bpr = 8, V_e = 400, V_f = 280, V_0 = 240 m/s. Trouvez la poussée.

    1. 50 × 400 + 400 × 280 − 450 × 240.

    Réponse : 24 kN.

Série d’entraînement finale (modules 1–10)

1. Un moteur produit 50 kN à 240 m/s en brûlant 0.9 kg/s d'un carburant de 43 MJ/kg. Trouvez η_0 et la TSFC.

    1. 50,000 × 240/(0.9 × 43 × 10^6).
    2. 0.9/50,000.

    Réponse : 0.310; 18 mg/(N·s).

2. Trouvez le CO_2 par heure pour 0.9 kg/s de carburant (3.16 kg/kg, manuel).

    1. 0.9 × 3600 × 3.16.

    Réponse : 10,238 kg.

3. Trouvez V_eq pour un Isp de 350 s.

    1. 350 × 9.80665.

    Réponse : 3432 m/s.

4. Trouvez Δv pour V_e = 3432 m/s et un rapport de masse de 5.

    1. 3432 ln 5.

    Réponse : 5524 m/s.

5. Un propulseur ionique de 2 kW (η = 0.6) a V_e = 30 km/s. Trouvez la poussée.

    1. 2 × 0.6 × 2000/30,000.

    Réponse : 0.08 N.

6. Quelle masse d'hydrogène liquide (120 MJ/kg) équivaut à 500 kg de kérosène (43 MJ/kg) ?

    1. 500 × 43/120.

    Réponse : 179 kg.

Fiche de formules

$$F = \dot{m}(V_e - V_0) + (p_e - p_0)A_e,\ \eta_p = 2/(1 + V_e/V_0$$

$$\eta_{th} = 1 - \pi^{-(\gamma-1)/\gamma},\ T_2/T_1 = \pi^{(\gamma-1)/\gamma}$$

$$T_0/T = 1 + \frac{\gamma - 1}{2}M^2,\ p_0/p = (T_0/T)^{\gamma/(\gamma-1)}$$

$$w_c = c_p(T_3 - T_2) = c_p(T_4 - T_5)$$

$$F = \dot{m}_c V_e + bpr\,\dot{m}_c V_f - \dot{m}_0 V_0$$

$$\eta_0 = FV_0/(\dot{m}_f LHV),\ TSFC = \dot{m}_f/F$$

$$I_{sp} = F/(\dot{m} g_0),\ I = F\Delta t$$

$$V_e = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma - 1}\frac{R_u T_0}{\mathcal{M}}\left[1 - (p_e/p_0)^{(\gamma-1)/\gamma}\right]}$$

$$\Delta v = V_e \ln(m_0/m_f),\ F = 2\eta P/V_e$$

$$m = E/e$$

Constantes

Constante	Valeur
Air (valeurs de manuel)	γ = 1.4, c_p = 1005 J/(kg·K)
Pesanteur normale	g_0 = 9.80665 m/s²
1 lbf	4.44822 N
Carburéacteur (valeurs de manuel)	pouvoir calorifique 43 MJ/kg ; 3.16 kg de CO_2 par kg brûlé
Hydrogène liquide (valeur de manuel)	pouvoir calorifique 120 MJ/kg
Constante universelle des gaz	8314 J/(kmol·K)

Source : NIST Guide to the SI, Appendix B.9: conversion factors (https://www.nist.gov/pml/special-publication-811/nist-guide-si-appendix-b-conversion-factors/nist-guide-si-appendix-b9)

Textes et simulations gratuits

Utilisez ces cours gratuits, guides de la NASA et simulations en parallèle du cours.

- MIT OpenCourseWare 16.50 Introduction to Propulsion Systems (Spring 2012) (https://ocw.mit.edu/courses/16-50-introduction-to-propulsion-systems-spring-2012/): Cours et exercices gratuits du MIT sur la propulsion.
- MIT OpenCourseWare 16.512 Rocket Propulsion (Fall 2005) (https://ocw.mit.edu/courses/16-512-rocket-propulsion-fall-2005/): Cours gratuit du MIT sur la propulsion des fusées.
- NASA Glenn Beginner's Guide: Turbofan thrust (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/turbfan.html): Explication gratuite de la NASA.
- NASA Glenn Beginner's Guide: Specific impulse (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/specimp.html): Explication gratuite de la NASA.
- NASA Glenn Beginner's Guide: Brayton cycle (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/brayton.html): Explication gratuite de la NASA.
- PhET: Gas Properties (https://phet.colorado.edu/en/simulations/gas-properties): Les lois des gaz en interactif.

Glossaire

Postcombustion
Chambre de combustion après la turbine pour une poussée supplémentaire.

Rapport de sections

A/A*, section de la tuyère sur section du col.

Cycle de Brayton
Cycle thermodynamique de la turbine à gaz.

Taux de dilution
Débit de soufflante sur débit primaire.

Écoulement bloqué
Écoulement sonique au col qui plafonne le débit massique.

Compresseur
Élève la pression de l'air.

Propulseur à effet Hall
Propulseur électrique à champs croisés.

Isentropique
Réversible et adiabatique.

Nombre de Mach
Vitesse sur vitesse du son.

Rendement global
Puissance de poussée sur puissance du carburant.

Taux de compression
Pression de sortie du compresseur sur pression d'entrée.

Rendement propulsif
Puissance de poussée sur puissance du jet.

Équation de la fusée
$\Delta v = V_e \ln(m_0/m_f)$.

SAF
Carburant d'aviation durable.

Impulsion spécifique
Poussée par débit de poids d'ergol.

Poussée spécifique
Poussée par unité de débit d'air.

Température d'arrêt
Température si l'écoulement est arrêté adiabatiquement.

TSFC
Débit de carburant par unité de poussée.

Turbine
Extrait du travail pour entraîner le compresseur.

Turbosoufflante
Turbine à gaz avec soufflante de dilution.

Grille d’autoévaluation

Aucune note ni aucun crédit ne sont attribués. Utilisez cette grille pour juger honnêtement où vous en êtes dans chaque unité.

Niveau	À quoi cela ressemble
4 · Maîtrise	Pose volumes de contrôle et stations, choisit les bonnes relations, vérifie les unités et explique en langage clair les compromis de rendement et d’émissions.
3 · Compétent	Résout les exercices avec des erreurs occasionnelles sur les unités ou les stations.
2 · En progression	Suit les exemples résolus mais confond grandeurs d’arrêt et statiques, ou Isp et vitesse d’éjection.
1 · Débutant	Applique les formules sans schéma des stations ; doit revoir le module.

Pondération suggérée si vous voulez une note

Partie	Poids
Exercices	20%
Travaux pratiques	25%
Série d’entraînement de mi-parcours	25%
Série d’entraînement finale	30%

Visez le niveau 3 ou mieux dans chaque unité avant de passer au cours suivant.

Cours associés

- Probabilités et statistiques MATH 350
- Dynamique du vol et commandes AERO 420
- Conception d’engins spatiaux AERO 430
- Tous les cours