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 périmètre suit un cours semestriel de troisième année sur les performances des avions. Il s'inspire des thèmes et du niveau des parties consacrées aux performances de MIT 16.01–16.04 Unified Engineering et de MIT 16.885J Aircraft Systems Engineering (gratuits sur MIT OpenCourseWare), de cours comme Purdue AAE 251 et Georgia Tech AE 3310, et du FAA Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge, Chapter 11, vers lesquels nous renvoyons quand ils sont utiles. 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 (ailes à écoulement laminaire, ailes à haubans, moteurs hybrides, carburant d'aviation durable et énergie des transports), chaque nombre de la page est recalculé par un script de vérification avant sa mise en ligne, et chaque TP propose une simulation gratuite, un tableur ou une version sûre à faire chez soi.
>
> 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

Les performances, c'est là où la conception d'un avion rencontre la consommation de carburant. Chaque pour cent de traînée en moins, chaque kilogramme gagné et chaque meilleur profil de montée ou de croisière se retrouvent directement dans l'équation de Breguet, et donc dans la consommation et les émissions.

La NASA cite trois grandes voies pour rendre l'aviation durable : des technologies d'avions efficaces, le carburant d'aviation durable, et l'exploitation et les infrastructures. Chaque module se termine

par une courte section sourcée. Les valeurs qui ne proviennent pas d'une source sont indiquées comme valeurs d'exemple.

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 320).
- 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

- Aérodynamique I : coefficients de portance et de traînée, polaire de traînée et traînée induite.
- Dynamique : lois de Newton, travail et énergie.
- Analyse II : intégrales et logarithmes népériens (pour la distance franchissable et l'autonomie).
- La thermodynamique aide pour les moteurs et l'atmosphère mais n'est pas requise.

Comment étudier

- Commencez chaque problème par un bilan des forces : portance, poids, poussée et traînée, et l'angle de trajectoire.
- Notez d'abord l'atmosphère : altitude, masse volumique, température et vitesse du son.
- Gardez le poids en newtons et la masse en kilogrammes ; la plupart des erreurs en performances viennent de leur confusion.
- Connaissez par cœur les vitesses clés : décrochage, traînée minimale, puissance minimale, meilleure montée et approche.

- Vérifiez les cas limites : un excédent de poussée nul signifie une montée nulle ; un avion plus lourd a besoin de plus de piste, à peu près comme le carré du poids.
- 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 NASA FoilSim et PhET Projectile Motion.
- Un tableur pour les TP sur l'atmosphère, la polaire de traînée, la distance franchissable et le décollage.
- Du papier d'imprimante, une règle ou un mètre ruban, des trombones et un chronomètre ou le minuteur d'un téléphone.
- Un espace intérieur dégagé et sûr ou un espace extérieur calme pour les vols de planeurs.

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	L'atmosphère standard, les vitesses et l'altitude-densité	Atmosphère standard, vitesses, altitude-densité ; TP A	FAA PHAK Ch. 11
2	Les forces en vol et la polaire de traînée	Forces en vol et polaire de traînée ; TP C	NASA Glenn; MIT 16.01
3	Poussée et puissance nécessaires	Poussée et puissance nécessaires	MIT 16.01
4	Performances de montée	Angle et vitesse de montée	FAA PHAK Ch. 11
5	Performances de montée	Puissance spécifique excédentaire, plafonds, temps de montée	MIT 16.01
6	Le vol plané	Vol plané ; TP B	NASA Glenn
7	Distance franchissable et autonomie : les équations de Breguet	Consommation de carburant et équation de Breguet pour la distance franchissable	MIT 16.885J
8	Distance franchissable et autonomie : les équations de Breguet	Autonomie, charge utile–distance ; TP D ; préparation au partiel	MIT 16.885J
9	Performances au décollage	Vitesse de décrochage, hypersustentation, roulement au sol	FAA Airplane Flying Handbook

Semaine	Unité	Thèmes	Lecture
10	Performances au décollage	Altitude-densité, vent, piste équilibrée ; TP E	FAA PHAK Ch. 11
11	Performances à l’atterrissage	Distance d’approche et d’atterrissage	FAA Airplane Flying Handbook
12	Le virage et le diagramme V-n	Virages, facteur de charge, rayon de virage	FAA Airplane Flying Handbook
13	Le virage et le diagramme V-n	Vitesse de manœuvre et diagramme V-n ; TP F	MIT 16.01
14	Performances des avions électriques, hybrides et à carburant durable	Performances des avions électriques et hybrides	NASA HyTEC
15	Performances des avions électriques, hybrides et à carburant durable	Carburant durable, CO_2 et vue d’ensemble des performances ; préparation à l’examen final	DOE SAF; NASA

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

L’atmosphère standard, les vitesses et l’altitude-densité

Pourquoi les performances dépendent de l’air, l’atmosphère type internationale (ISA), la température, la pression et la masse volumique en fonction de l’altitude, la vitesse du son et le nombre de Mach, les vitesses indiquée, corrigée, équivalente et vraie, et les altitudes-pression et altitudes-densité.

Objectifs d’apprentissage

À la fin de cette unité, vous saurez :

- Calculer la température, la pression et la masse volumique ISA dans la troposphère.
- Trouver la vitesse du son et le nombre de Mach.
- Convertir entre vitesse équivalente et vitesse vraie.
- Expliquer pourquoi les aéroports chauds et en altitude dégradent les performances.

Notions clés

- La portance, la traînée et la poussée des moteurs dépendent toutes de la masse volumique de l’air ; les performances sont donc toujours données pour une atmosphère précisée. L’ISA est une référence : 288.15 K, 101325 Pa et 1.225 kg/m³ au niveau de la mer.
- Dans la troposphère (jusqu’à 11 km), la température baisse de 6.5 K par km : T = T_0 − 0.0065h. L’hydrostatique et la loi des gaz parfaits donnent p/p_0 = (T/T_0)^5.26 et ρ/ρ_0 = (T/T_0)^4.26. Au-dessus de 11 km, la température est constante à 216.65 K et la masse volumique décroît exponentiellement.
- La vitesse du son vaut a = √(γRT) ; le nombre de Mach M = V/a. Comme a ne dépend que de la température, elle est plus faible à l’altitude de croisière.
- Un anémomètre mesure la pression dynamique ½ρV². La vitesse équivalente EAS = V√σ, avec le rapport de masses volumiques σ = ρ/ρ_0 ; en altitude, la vitesse vraie est supérieure à l’EAS.
- L’altitude-pression est l’altitude ISA correspondant à la pression mesurée ; l’altitude-densité est l’altitude ISA correspondant à la masse volumique réelle. Une altitude-densité élevée (terrain élevé, chaud ou humide) signifie un air plus léger, donc moins de portance à une vitesse donnée et moins de poussée : le décollage s’allonge et la montée faiblit.

Équations clés

$$T = T_0 - 0.0065h$$

```
T=T_0-0.0065h
```

Température dans la troposphère

$$\frac{\rho}{\rho_0} = \left(\frac{T}{T_0}\right)^{4.26}$$

`(ρ)/(ρ_0)=((T)/(T_0))^4.26`

Masse volumique dans la troposphère

$$a = \sqrt{\gamma RT},\ M = \frac{V}{a}$$

`a=γ RT,\ M=V/a`

Vitesse du son et Mach

$$V_E = V\sqrt{\sigma}$$

`V_E=Vσ`

Vitesse équivalente

Exemples résolus pas à pas

Exemple 1.1 Trouvez la température, la pression et la masse volumique ISA à 3000 m.

1. T = 288.15 − 0.0065 × 3000 = 268.65 K.
2. p = 101,325 × (268.65/288.15)^5.26 = 70.1 kPa.
3. ρ = 1.225 × (268.65/288.15)^4.26 = 0.909 kg/m³.

Réponse : T = 268.65 K, p = 70.1 kPa, ρ = 0.909 kg/m³ (σ = 0.742).

Exemple 1.2 Trouvez la vitesse du son au niveau de la mer et à 11 km (216.65 K).

1. a_0 = √(1.4 × 287 × 288.15).
2. a = √(1.4 × 287 × 216.65).

Réponse : a_0 = 340.3 m/s; a = 295.0 m/s.

Exemple 1.3 Trouvez la masse volumique et la pression ISA à 11 km.

1. T/T_0 = 216.65/288.15.
2. ρ = 1.225 × (0.7519)^4.26; p = 101,325 × (0.7519)^5.26.

Réponse : $\rho = 0.364$ kg/m³ et $p = 22.6$ kPa : moins d'un tiers de la masse volumique au niveau de la mer.

Exercices

Faites chacun d'abord sur papier, puis vérifiez.

1. Trouvez la masse volumique ISA à 5000 m.

   0.736 kg/m³.

2. Quel nombre de Mach correspond à 250 m/s au niveau de la mer ?

   250/340.3 = 0.735.

3. Trouvez l'exposant $g/(aR) - 1$ pour la masse volumique.

   $9.81/(0.0065 \times 287) - 1 = 4.26$.

4. Un aéroport à 1500 m par une journée chaude : son altitude-densité est-elle au-dessus ou au-dessous de 1500 m ?

   Au-dessus : l'air chaud est moins dense.

Idées reçues fréquentes

Idée reçue : La vitesse vraie est égale à la vitesse indiquée.
En réalité : Seulement dans les conditions standard au niveau de la mer.

Idée reçue : La vitesse du son dépend de la pression.
En réalité : Pour un gaz parfait, elle ne dépend que de la température.

Idée reçue : L'altitude-densité est l'altitude du terrain.
En réalité : Elle dépend aussi de la température, de la pression et de l'humidité.

Cartes mémoire

ISA

288.15 K, 101,325 Pa, 1.225 kg/m³.

Gradient thermique

0.0065 K/m.

Rapport de masses volumiques

$\sigma = \rho/\rho_0$.

Vitesse du son

$\sqrt{(\gamma RT)}$.

EAS	Altitude-densité
V√σ.	Altitude ISA correspondant à la masse volumique réelle.

Quiz d’autocontrôle

1. La masse volumique ISA au niveau de la mer vaut…

1.000 kg/m³

1.225 kg/m³

0.364 kg/m³

101.3 kg/m³

1.225 kg/m³. Valeur standard.

2. Le gradient thermique dans la troposphère vaut…

6.5 K/km

9.8 K/km

0

2 K/km

6.5 K/km. Définition ISA.

3. La vitesse du son dépend…

de la pression

la température

de la masse volumique seule

vitesse

la température. a = √(γRT).

4. Une altitude-densité élevée rend le décollage…

plus court

plus long

inchangée

impossible

plus long. Moins de portance et de poussée.

Refaire ce quiz

Comment cela aide à sauver la planète

L'EIA indique qu'environ 29 % de la consommation totale d'énergie des États-Unis en 2025 a servi au transport de personnes et de marchandises, que les produits pétroliers ont fourni environ 89 % de l'énergie des transports, et que le carburéacteur représentait à lui seul 13 % de l'énergie consommée par les transports.

L'EIA note aussi que le carburéacteur alimente les avions à réaction et certains hélicoptères, et que des biocarburants peuvent y être mélangés. Chacun de ces gallons est brûlé dans l'atmosphère modélisée dans ce module ; l'endroit où un avion vole dans cette atmosphère décide de sa consommation.

Sur Saving Planets : Aérodynamique I · Observation de la Terre

Sources : U.S. EIA: Use of energy for transportation (https://www.eia.gov/energyexplained/use-of-energy/transportation.php)

Ressources d'apprentissage gratuites

- FAA PHAK Chapter 11: Aircraft Performance (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/13_phak_ch11.pdf): Chapitre gratuit de la FAA sur l'altitude-densité et les performances.
- NASA Glenn: Dynamic pressure (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/dynamic-pressure/): Page gratuite de la NASA.
- MIT OpenCourseWare 16.01–16.04 Unified Engineering (2005–2006) (https://ocw.mit.edu/courses/16-01-unified-engineering-i-ii-iii-iv-fall-2005-spring-2006/): Notes du MIT sur l'atmosphère.
- FAA Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge (FAA-H-8083-25C) (https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/phak): Manuel complet de la FAA.

- [ ] **J’ai terminé cette unité**

Les forces en vol et la polaire de traînée

Les quatre forces, le vol rectiligne en palier stabilisé, les coefficients de portance et de traînée, la traînée parasite et la traînée induite, la polaire parabolique C_D = C_D0 + KC_L², le coefficient d'Oswald et l'allongement, la finesse maximale, et la traînée en croisière.

Objectifs d'apprentissage

À la fin de cette unité, vous saurez :

- Écrire les équations du vol en palier stabilisé.
- Utiliser la polaire de traînée parabolique.
- Trouver (L/D)max et le coefficient de portance où elle est atteinte.
- Calculer la traînée en croisière d'un avion de ligne.

Notions clés

- En palier stabilisé, la portance égale le poids et la poussée égale la traînée : L = W = ½ρV²SC_L et T = D = ½ρV²SC_D.
- La traînée a deux composantes. La traînée parasite (à portance nulle) C_D0 vient du frottement et de la traînée de pression ; la traînée induite KC_L² est le prix de la portance, avec K = 1/(πeAR) pour l'allongement AR et le coefficient d'Oswald e.
- La polaire C_D = C_D0 + KC_L² fixe presque tous les chiffres de performance de ce cours.
- La finesse L/D = C_L/C_D mesure l'efficacité aérodynamique de l'avion. Elle est maximale quand la traînée induite égale la traînée parasite : C_L* = √(C_D0/K) et (L/D)max = 1/(2√(KC_D0)).
- À (L/D)max la traînée est minimale pour un poids donné : D_min = W/(L/D)max. Des ailes longues et fines (grand AR) réduisent K, d'où leur présence sur les planeurs et les avions de ligne les plus efficaces.

Équations clés

$$L = W = \tfrac{1}{2}\rho V^2 S C_L$$

`L=W=12ρ V^2SC_L`

Portance en palier

$$C_D = C_{D0} + K C_L^2$$

`C_D=C_D0+KC_L^2`

Polaire de traînée parabolique

$$K = \frac{1}{\pi e AR}$$

K=(1)/(π eAR)

Facteur de traînée induite

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{max} = \frac{1}{2\sqrt{KC_{D0}}}$$

(LD)_max=12_D0

Meilleure finesse

Exemples résolus pas à pas

Exemple 2.1 L'avion de ligne d'exemple a m = 60000 kg, S = 120 m², C_D0 = 0.020 et K = 0.045. Trouvez W, (L/D)max, C_L* et la traînée minimale.

1. W = 60,000 × 9.81 = 588.6 kN.
2. (L/D)max = 1/(2√(0.045 × 0.020)) = 16.67.
3. C_L* = √(0.020/0.045) = 0.667.
4. D_min = 588600/16.67.

Réponse : (L/D)max = 16.67 à C_L = 0.667 ; D_min = 35.3 kN.

Exemple 2.2 L'avion de ligne croise à 11 km (ρ = 0.364 kg/m³) à 230 m/s. Trouvez q, C_L, C_D et la traînée.

1. q = ½ × 0.3636 × 230² = 9618 Pa.
2. C_L = 588,600/(9618 × 120) = 0.510.
3. C_D = 0.020 + 0.045 × 0.510² = 0.0317.
4. D = 9618 × 120 × 0.0317.

Réponse : D = 36.6 kN ; L/D = 16.1, proche du maximum.

Exemple 2.3 Quel est le nombre de Mach de croisière ?

1. M = 230/295.0.

Réponse : M = 0.780.

Exercices

Faites chacun d’abord sur papier, puis vérifiez.

1. On divise C_{D0} par deux sans changer K. Comment évolue $(L/D)_{max}$?

   Elle est multipliée par $\sqrt{2}$: 23.6.

2. Trouvez K pour AR = 9 et e = 0.8.

   $1/(\pi \times 0.8 \times 9) = 0.0442$.

3. À C_{L^*}, quelle fraction de la traînée est induite ?

   La moitié.

4. Trouvez la finesse L/D de croisière ci-dessus.

   0.510/0.0317 = 16.1.

Idées reçues fréquentes

Idée reçue : La traînée augmente toujours avec la vitesse.
En réalité : La traînée induite diminue avec la vitesse ; la traînée totale passe par un minimum.

Idée reçue : Des ailes plus grandes signifient toujours moins de traînée.
En réalité : Elles ajoutent de la traînée parasite.

Idée reçue : La finesse L/D est fixe pour un avion donné.
En réalité : Elle dépend de C_L, donc de la vitesse, du poids et de l’altitude.

Cartes mémoire

Vol en palier

L = W, T = D.

Polaire de traînée

$C_{D0} + KC_L^2$.

K

$1/(\pi eAR)$.

C_{L^*}

$\sqrt{(C_{D0}/K)}$.

$(L/D)_{max}$

$1/(2\sqrt{(KC_{D0})})$.

D_{min}

$W/(L/D)_{max}$.

Quiz d’autocontrôle

1. En palier stabilisé…

L = W, T = D

L = T

D = W

L = 0

L = W, T = D. Équilibre des forces.

2. (L/D)max est atteinte quand…

traînée induite = traînée parasite

$C_L = 0$

$C_L = C_{Lmax}$

V est maximale

traînée induite = traînée parasite. Minimiser C_D/C_L.

3. Augmenter l’allongement…

augmente K

diminue K

augmente C_{D0}

n’a aucun effet

diminue K. $K = 1/(\pi e AR)$.

4. D_{min} vaut…

W(L/D)max

W/(L/D)max

T_max

qS

W/(L/D)max. D = W/(L/D).

Refaire ce quiz

Comment cela aide à sauver la planète

La NASA décrit l'aile à haubans comme une aile longue et fine dotée de supports structurels profilés, qui pourrait réduire la consommation de carburant et les coûts d'exploitation des futurs avions de ligne. En décembre 2025, la NASA et Boeing ont testé une demi-maquette du concept Subsonic Ultra Green Aircraft Research (SUGAR) de Boeing dans une grande soufflerie pressurisée à Farnborough, en Angleterre.

Une aile longue et fine est une aile à grand allongement : elle réduit K dans la polaire et augmente (L/D)max. Les haubans reprennent les charges qui rendraient une telle aile trop lourde à elle seule.

Sur Saving Planets : Aérodynamique I · Résistance des matériaux

Sources : NASA: NASA, Boeing Advance Truss-Braced Wing Research in Test (Apr. 29, 2026) (https://www.nasa.gov/image-article/nasa-boeing-advance-truss-braced-wing-research-in-test/)

Ressources d'apprentissage gratuites

- NASA Glenn: The drag equation (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/drag-equation/): Page gratuite de la NASA.
- NASA Glenn: Induced drag coefficient (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/induced-drag-coefficient/): Page gratuite de la NASA.
- NASA Glenn: Lift-to-drag ratio (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/lift-to-drag-ratio/): Page gratuite de la NASA.
- MIT OpenCourseWare 16.100 Aerodynamics (Fall 2005) (https://ocw.mit.edu/courses/16-100-aerodynamics-fall-2005/): Aérodynamique du MIT.

☐ **J'ai terminé cette unité**

Poussée et puissance nécessaires

La poussée nécessaire en fonction de la vitesse, la vitesse de traînée minimale, la puissance nécessaire et la vitesse de puissance minimale, la poussée et la puissance disponibles des réacteurs et des hélices, les vitesses maximale et minimale en palier, et l'effet de l'altitude et du poids.

Objectifs d'apprentissage

À la fin de cette unité, vous saurez :

- Tracer la poussée et la puissance nécessaires en fonction de la vitesse.
- Trouver les vitesses de traînée minimale et de puissance minimale.
- Expliquer comment l'altitude modifie ces vitesses.
- Trouver la vitesse maximale en palier à partir de la poussée disponible.

Notions clés

- La poussée nécessaire égale la traînée : T_R = ½ρV²SC_D0 + 2KW²/(ρV²S). Le premier terme croît comme V², le second décroît comme 1/V², donc T_R passe par un minimum.
- La vitesse de traînée minimale vaut V_md = √(2W/(ρS)) (K/C_D0)^¼. C'est la vitesse de (L/D)max.
- La puissance nécessaire vaut P_R = T_R V. Elle est minimale à V_mp = V_md/3^¼ = 0.760 V_md, où la traînée induite vaut trois fois la traînée parasite et L/D = 0.866(L/D)max.
- En altitude, à poids égal, toutes les vitesses varient comme 1/√σ : la vitesse vraie de meilleure finesse augmente, mais la traînée reste la même.
- La poussée d'un réacteur est à peu près constante avec la vitesse et diminue avec la masse volumique ; la puissance d'une hélice est à peu près constante, donc sa poussée diminue avec la vitesse. La vitesse maximale en palier est celle où la poussée (ou la puissance) disponible égale la nécessaire.

Équations clés

$$T_R = \tfrac{1}{2}\rho V^2 S C_{D0} + \frac{2KW^2}{\rho V^2 S}$$

```
T_R=12ρ V^2SC_D0+(2KW^2)/(ρ V^2S)
```

Poussée nécessaire

$$V_{md} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S}} \left(\frac{K}{C_{D0}}\right)^{1/4}$$

```
V_md=(2W)/(ρ S)(_D0)^1/4
```

Vitesse de traînée minimale

$$V_{mp} = \frac{V_{md}}{3^{1/4}}$$

V_mp=_md3^1/4

Vitesse de puissance minimale

$$P_R = T_R V$$

P_R=T_RV

Puissance nécessaire

Exemples résolus pas à pas

Exemple 3.1 Trouvez V_md pour l’avion de ligne d’exemple au niveau de la mer.

1. √(2 × 588,600/(1.225 × 120)) = 89.5 m/s.
2. (0.045/0.020)^¼ = 1.225.
3. V_md = 89.5 × 1.225.

Réponse : V_md = 109.6 m/s.

Exemple 3.2 Trouvez V_md à 11 km et le rapport des vitesses.

1. Rapport = √(1.225/0.3636) = 1.835.
2. V_md = 109.6 × 1.835.

Réponse : V_md = 201.2 m/s pour la même traînée de 35.3 kN.

Exemple 3.3 Trouvez V_mp au niveau de la mer et la puissance nécessaire à V_md.

1. V_mp = 109.6/1.316 = 83.3 m/s.
2. P_R(V_md) = 35,316 × 109.6.

Réponse : V_mp = 83.3 m/s ; P_R à V_md = 3.87 MW.

Exercices

Faites chacun d’abord sur papier, puis vérifiez.

1. Trouvez la traînée à V_mp.

   W/(0.866 × 16.67) = 40.8 kN.

2. Trouvez q à 100 m/s au niveau de la mer.

   ½ × 1.225 × 100^2 = 6125 Pa.

3. Si le poids augmente de 21 %, comment change V_md ?

   D’un facteur √1.21 = 1.1.

4. En dessous de V_md, l’avion est-il stable en vitesse ?

   Non : ralentir augmente la traînée (second régime de la courbe de traînée).

Idées reçues fréquentes

Idée reçue : La traînée minimale et la puissance minimale sont atteintes à la même vitesse.
En réalité : V_mp est 24 % plus lente.

Idée reçue : Voler plus haut réduit la traînée à la meilleure finesse.
En réalité : La traînée est la même ; seule la vitesse est plus élevée.

Idée reçue : La poussée nécessaire est la même chose que la puissance nécessaire.
En réalité : Puissance = poussée × vitesse.

Cartes mémoire

Poussée nécessaire

Égale la traînée.

V_md

Vitesse de (L/D)max.

V_mp

0.760 V_md.

Puissance nécessaire

T_R V.

Altitude

Vitesses ∝ 1/√σ.

Second régime

En dessous de V_md, la traînée augmente quand la vitesse diminue.

Quiz d’autocontrôle

1. La poussée nécessaire est minimale à…

V_md

V_mp

V_stall

V_max

V_md. Traînée minimale.

2. V_mp/V_md vaut…

0.760

1.316

1

0.5

0.760. 3^(−¼).

3. En altitude, V_md (vraie) est…

plus élevée

plus faible

pareil

zéro

plus élevée. ∝ 1/√ρ.

4. La poussée d’une hélice, avec la vitesse…

diminue

augmente

est constante

est nul

diminue. Puissance constante.

Refaire ce quiz

Comment cela aide à sauver la planète

La NASA explique qu'en vol une fine couche d'air, la couche limite, se forme tout près de la surface d'un avion, et que sur la plupart des avions elle devient turbulente, ce qui augmente la traînée de frottement et la consommation. Le concept Crossflow Attenuated Natural Laminar Flow (CATNLF) de la NASA vise à garder cet écoulement laminaire sur de grandes ailes en flèche.

Une étude numérique de la NASA menée de 2014 à 2017 a estimé qu'une aile CATNLF sur un grand avion long-courrier comme le Boeing 777 pourrait économiser jusqu'à 10 % de carburant par an. Dans les termes de ce module, l'écoulement laminaire réduit C_D0, ce qui réduit la poussée et la puissance nécessaires à toutes les vitesses.

Sur Saving Planets : Mécanique des fluides · Aérodynamique I

Sources : NASA: NASA Tests Technology Offering Potential Fuel Savings for Commercial Aviation (Jan. 21, 2026) (https://www.nasa.gov/centers-and-facilities/armstrong/nasa-tests-technology-offering-potential-fuel-savings-for-commercial-aviation/)

Ressources d'apprentissage gratuites

- NASA Glenn: What is drag? (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/what-is-drag/): Page gratuite de la NASA.
- NASA Glenn: Thrust-to-weight ratio (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/thrust-to-weight-ratio/): Page gratuite de la NASA.
- MIT OpenCourseWare 16.01–16.04 Unified Engineering (2005–2006) (https://ocw.mit.edu/courses/16-01-unified-engineering-i-ii-iii-iv-fall-2005-spring-2006/): Notes du MIT sur les performances.
- FAA PHAK Chapter 11: Aircraft Performance (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/13_phak_ch11.pdf): Chapitre de la FAA sur les courbes de poussée et de puissance.

☐ **J'ai terminé cette unité**

Performances de montée

Les forces en montée stabilisée, l'angle et la vitesse ascensionnelle, l'excédent de poussée et l'excédent de puissance, les vitesses de meilleur angle et de meilleur taux, la puissance spécifique excédentaire, le temps de montée, et les plafonds absolu et pratique.

Objectifs d'apprentissage

À la fin de cette unité, vous saurez :

- Écrire l'équilibre des forces en montée stabilisée.
- Calculer la vitesse ascensionnelle et l'angle de montée.
- Distinguer vitesse de meilleur angle et vitesse de meilleur taux.
- Estimer le temps de montée et les plafonds.

Notions clés

- En montée stabilisée avec un angle de trajectoire γ : T − D − W sin γ = 0 et L = W cos γ. Donc sin γ = (T − D)/W : l'excédent de poussée fixe l'angle de montée.
- Vitesse ascensionnelle RC = V sin γ = (T − D)V/W = (P_avail − P_req)/W : l'excédent de puissance fixe le taux de montée.
- La vitesse de meilleur angle (V_x) maximise l'excédent de poussée et sert à franchir les obstacles ; la vitesse de meilleur taux (V_y) maximise l'excédent de puissance et fait atteindre l'altitude au plus vite.
- La puissance spécifique excédentaire P_s = (T − D)V/W combine montée et accélération : c'est le taux auquel la hauteur d'énergie h + V²/(2g) peut croître.
- L'excédent de puissance diminue avec l'altitude. Le plafond absolu est l'altitude où la RC maximale est nulle ; le plafond pratique est celle où elle vaut 0.5 m/s (100 ft/min).

Équations clés

$$\sin\gamma = \frac{T - D}{W}$$

γ=(T-D)/(W)

Angle de montée

$$RC = \frac{(T - D)V}{W}$$

RC=((T-D)V)/(W)

Taux de montée

$$P_s = \frac{(T - D)V}{W}$$

`P_s=((T-D)V)/(W)`

Puissance spécifique excédentaire

$$h_E = h + \frac{V^2}{2g}$$

`h_E=h+(V^2)/(2g)`

Hauteur d’énergie

Exemples résolus pas à pas

Exemple 4.1 L’avion de ligne d’exemple monte à 130 m/s au niveau de la mer avec 120 kN de poussée. Trouvez C_L et la traînée.

1. q = ½ × 1.225 × 130² = 10,351 Pa.
2. C_L = 588,600/(10,351 × 120) = 0.474.
3. D = 10,351 × 120 × (0.020 + 0.045 × 0.474²).

Réponse : C_L = 0.474 ; D = 37.4 kN (en prenant L ≈ W).

Exemple 4.2 Trouvez la vitesse ascensionnelle et l’angle de montée.

1. RC = (120,000 − 37,394) × 130/588,600.
2. sin γ = 82606/588600.

Réponse : RC = 18.2 m/s (3590 ft/min) ; γ = 8.07°.

Exemple 4.3 À 10 m/s en moyenne, combien de temps dure une montée à 10000 m ?

1. t = 10,000/10 = 1000 s.

Réponse : t = 16.7 min.

Exercices

Faites chacun d’abord sur papier, puis vérifiez.

1. Convertissez 18.2 m/s en ft/min.

   18.2 × 196.85 = 3590 ft/min.

2. Quelle vitesse permet le mieux de franchir un obstacle ?

   V_x, meilleur angle.

3. Que vaut RC au plafond absolu ?

   Zéro.

4. Pourquoi la montée diminue-t-elle avec l'altitude ?

   La poussée et l'excédent de puissance diminuent avec la masse volumique.

Idées reçues fréquentes

Idée reçue : La montée vient d'un surplus de portance.
En réalité : Elle vient d'un excédent de poussée ou de puissance ; en montée L < W.

Idée reçue : V_x et V_y sont identiques.
En réalité : V_x est plus lente.

Idée reçue : La vitesse ascensionnelle ne dépend pas du poids.
En réalité : RC ∝ 1/W.

Cartes mémoire

Angle de montée

sin γ = (T − D)/W.

Taux de montée

(T − D)V/W.

V_x

Meilleur angle.

V_y

Meilleur taux.

P_s

Puissance spécifique excédentaire.

Plafonds

Absolu : RC = 0 ; pratique : 0.5 m/s.

Quiz d'autocontrôle

1. L’angle de montée dépend…

de l’excédent de poussée

de l’excédent de portance

de la seule surface alaire

du Mach

de l’excédent de poussée. $\sin \gamma = (T - D)/W$.

2. La vitesse ascensionnelle dépend…

de l’excédent de puissance

de la seule traînée

de C_{Lmax}

du seul K

de l’excédent de puissance. $RC = \Delta P/W$.

3. Au plafond pratique, RC vaut…

0

0.5 m/s

5 m/s

10 m/s

0.5 m/s. 100 ft/min.

4. En montée stabilisée, la portance vaut…

$W \cos \gamma$

W

$W \sin \gamma$

T

W cos γ. Équilibre normal.

Refaire ce quiz

Comment cela aide à sauver la planète

La page de la NASA sur l'aviation durable note qu'avoir besoin de moins d'énergie pour voler signifie consommer moins de carburant ou, pour les avions électriques, moins d'électricité produite ailleurs, ce qui réduit les émissions sur tout le cycle de vie, pendant toute la durée d'utilisation de l'avion.

La montée est la phase la plus gourmande en énergie d'un vol court. La puissance spécifique excédentaire montre pourquoi : chaque kilogramme gagné et chaque newton de traînée supprimé augmentent la vitesse ascensionnelle et raccourcissent la phase à forte poussée.

Sur Saving Planets : Dynamique · Solutions

Sources : NASA: Sustainable Aviation (https://www.nasa.gov/directorates/armd/sustainable-aviation/)

Ressources d'apprentissage gratuites

- FAA PHAK Chapter 11: Aircraft Performance (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/13_phak_ch11.pdf): Chapitre de la FAA sur les performances de montée.
- FAA Airplane Flying Handbook (https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/airplane_handbook): Manuel de la FAA sur les montées.
- MIT OpenCourseWare 16.01–16.04 Unified Engineering (2005–2006) (https://ocw.mit.edu/courses/16-01-unified-engineering-i-ii-iii-iv-fall-2005-spring-2006/): Notes du MIT sur la montée.
- NASA Glenn: Thrust-to-weight ratio (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/thrust-to-weight-ratio/): Page gratuite de la NASA.

☐ **J'ai terminé cette unité**

Le vol plané

Les forces en vol plané sans moteur, l'angle de plané et la finesse, la distance parcourue depuis une hauteur donnée, le taux de chute et la chute minimale, l'effet du poids et du vent, et la préparation d'une panne moteur.

Objectifs d'apprentissage

À la fin de cette unité, vous saurez :

- Relier l'angle de plané à L/D.
- Trouver la distance de plané depuis une hauteur.
- Calculer le taux de chute.
- Expliquer les effets du poids et du vent.

Notions clés

- En plané stabilisé, la poussée est nulle : D = W sin γ et L = W cos γ, donc tan γ = D/L = 1/(L/D).
- La distance de plané depuis une hauteur h est d = h(L/D). Le plané le plus plat s'obtient à (L/D)max, donc à V_md.
- Taux de chute V_s = V sin γ ≈ V/(L/D). La chute minimale a lieu à la vitesse de puissance minimale V_mp, la meilleure pour rester en l'air le plus longtemps.
- Le poids ne change pas la meilleure finesse, seulement la vitesse à laquelle elle est atteinte (un planeur plus lourd vole plus vite au même angle). Le vent de face raccourcit la distance sol ; le vent arrière l'allonge.
- La NASA note que les frères Wright mesuraient les performances de leurs planeurs en volant parallèlement à la pente d'une dune, de sorte que l'angle de plané égalait la pente de la colline.

Équations clés

$$\tan\gamma = \frac{1}{L/D}$$

γ=(1)/(L/D)

Angle de plané

$$d = h\,(L/D)$$

d=h (L/D)

Distance de plané

$$V_s \approx \frac{V}{L/D}$$

Taux de chute

$$D = W \sin \gamma$$

Équilibre des forces en plané

Exemples résolus pas à pas

Exemple 5.1 L'avion de ligne d'exemple perd tous ses moteurs à 10 km. Quelle distance peut-il parcourir en plané à (L/D)max = 16.67 en air calme ?

1. d = 10,000 × 16.67.

Réponse : d = 166.7 km.

Exemple 5.2 Un planeur de finesse L/D = 40 est à 1000 m de haut. Trouvez sa distance et son angle de plané.

1. d = 1000 × 40 = 40 km.
2. γ = arctan(1/40).

Réponse : 40 km à 1.43°.

Exemple 5.3 Trouvez le taux de chute du planeur à 30 m/s.

1. V_s = 30/40.

Réponse : 0.75 m/s.

Exercices

Faites chacun d'abord sur papier, puis vérifiez.

1. Trouvez le taux de chute à 25 m/s avec L/D = 35.

   25/35 = 0.714 m/s.

2. Ajouter du ballast d'eau change-t-il la meilleure finesse ?

   Non, seulement la vitesse de meilleure finesse.

3. Planer le plus longtemps ou le plus loin : quelle vitesse pour quoi ?

V_mp pour la durée, V_md pour la distance.

4. Angle de plané avec L/D = 10 ?

   arctan(0.1) = 5.71°.

Idées reçues fréquentes

Idée reçue : Les planeurs plus lourds planent moins loin.

En réalité : Même distance en air calme, simplement plus vite.

Idée reçue : Cabrer pour allonger un plané.

En réalité : En dessous de la vitesse de meilleure finesse, le plané devient plus pentu.

Idée reçue : Chute minimale et meilleure finesse correspondent à la même vitesse.

En réalité : La chute minimale est plus lente.

Cartes mémoire

Angle de plané

tan γ = 1/(L/D).

Distance de plané

h(L/D).

Taux de chute

V/(L/D).

Meilleure finesse

At V_md.

Chute minimale

At V_mp.

Poids

Change la vitesse, pas la finesse.

Quiz d'autocontrôle

1. tan γ en plané vaut...

L/D

D/L

W/L

T/W

D/L. Équilibre des forces.

2. La meilleure distance de plané est obtenue à...

(L/D)max

de C_Lmax

V_max

V_mp

(L/D)max. L'angle le plus faible.

3. Le plus long temps en l'air est obtenu à...

V_mp

V_md

V_stall

V_max

V_mp. Chute minimale.

4. Un poids supplémentaire change...

la meilleure finesse

la vitesse de meilleure finesse

les deux également

rien

la vitesse de meilleure finesse. Vitesse ∝ √W.

Refaire ce quiz

Comment cela aide à sauver la planète

Le Beginner's Guide de la NASA explique que plus l'angle de plané est faible, plus un avion peut aller loin pour une perte d'altitude donnée : l'angle de plané mesure donc l'efficacité en vol. Les frères Wright ont utilisé des planeurs entre 1900 et 1902 pour apprendre l'aérodynamique et le pilotage avant le vol motorisé.

La finesse de plané n'est autre que L/D, le même nombre qui fixe la consommation en croisière. Un avion qui plane bien consomme aussi moins en croisière.

Sur Saving Planets : Introduction à l'ingénierie aérospatiale · Aérodynamique I

Sources : NASA Glenn Beginner's Guide: Glide angle (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/glide-angle/)

Ressources d'apprentissage gratuites

- NASA Glenn Beginner's Guide: Glide angle (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/glide-angle/): Page gratuite de la NASA.
- NASA Glenn: Lift-to-drag ratio (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/lift-to-drag-ratio/): Page gratuite de la NASA.
- FAA Airplane Flying Handbook (https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/airplane_handbook): Manuel de la FAA sur les planés d'urgence.
- MIT OpenCourseWare 16.01–16.04 Unified Engineering (2005–2006) (https://ocw.mit.edu/courses/16-01-unified-engineering-i-ii-iii-iv-fall-2005-spring-2006/): Notes du MIT.

☐ **J'ai terminé cette unité**

Distance franchissable et autonomie : les équations de Breguet

Consommation spécifique des réacteurs et des moteurs à hélice, fractions de masse de carburant, équations de Breguet pour la distance franchissable et l'autonomie, vitesses de meilleure distance et de meilleure autonomie, croisière ascendante, compromis charge utile–distance et réserves.

Objectifs d'apprentissage

À la fin de cette unité, vous saurez :

- Utiliser la consommation spécifique rapportée à la poussée et à la puissance.
- Appliquer l'équation de Breguet aux avions à réaction et à hélice.
- Calculer l'autonomie.
- Identifier les modifications de conception qui augmentent la distance franchissable.

Notions clés

- La consommation spécifique c d'un réacteur est le poids de carburant brûlé par unité de poussée et par unité de temps (1/s). La consommation spécifique d'un moteur à pistons ou d'un turbopropulseur est le carburant par unité de puissance et par unité de temps.
- L'intégration de dW/dt = −cT avec T = W/(L/D) à V et L/D constants donne la distance de Breguet des réacteurs : R = (V/c)(L/D) ln(W_i/W_f).
- Pour les avions à hélice, avec un rendement d'hélice η et une consommation spécifique c_p (1/m) : R = (η/c_p)(L/D) ln(W_i/W_f). L'autonomie d'un réacteur vaut E = (1/c)(L/D) ln(W_i/W_f).
- La distance franchissable dépend de trois groupes : l'efficacité du moteur (V/c ou η/c_p), l'aérodynamique (L/D) et la structure (le rapport des poids). C'est pourquoi cette équation guide presque toutes les améliorations des avions.
- Les avions à réaction volent pour la meilleure distance un peu plus vite que V_md (en maximisant V·L/D) et pour la meilleure autonomie à V_md. Les avions à hélice volent pour la distance à V_md et pour l'autonomie à V_mp.

Équations clés

$$R = \frac{V}{c}\frac{L}{D}\ln\frac{W_i}{W_f}$$

`R=V/cL/D(W_i)/(W_f)`

Distance de Breguet, réacteur

$$R = \frac{\eta}{c_p}\frac{L}{D}\ln\frac{W_i}{W_f}$$

`R=()/(c_p)L/D(W_i)/(W_f)`

Distance de Breguet, hélice

$$E = \frac{1}{c}\frac{L}{D}\ln\frac{W_i}{W_f}$$

`E=1/cL/D(W_i)/(W_f)`

Autonomie, réacteur

$$c_p = \frac{\mathrm{SFC}\cdot g}{3.6\times 10^6}$$

`c_p=· g3.6×10^6`

SFC de kg/kWh en 1/m

Exemples résolus pas à pas

Exemple 6.1 Un avion à réaction croise à 230 m/s avec c = 0.6 par heure et L/D = 16, en brûlant un carburant égal à 25 % de son poids initial (W_f/W_i = 0.75). Trouvez la distance franchissable.

1. c = 0.6/3600 = 1.667 × 10⁻⁴ s⁻¹.
2. ln(1/0.75) = 0.2877.
3. R = (230/1.667 × 10⁻⁴) × 16 × 0.2877.

Réponse : R = 6352 km.

Exemple 6.2 Trouvez l’autonomie du même avion.

1. E = (1/1.667 × 10⁻⁴) × 16 × 0.2877 = 27,618 s.

Réponse : E = 7.67 h.

Exemple 6.3 Un turbopropulseur a η = 0.8, SFC = 0.3 kg/kWh, L/D = 15 et brûle 15 % de son poids (W_f/W_i = 0.85). Trouvez la distance franchissable.

1. c_p = 0.3 × 9.81/3.6 × 10⁶ = 8.175 × 10⁻⁷ m⁻¹.
2. ln(1/0.85) = 0.1625.

3. $R = (0.8/8.175 \times 10^{-7}) \times 15 \times 0.1625$.

Réponse : R = 2386 km.

Exercices

Faites chacun d'abord sur papier, puis vérifiez.

1. Portez L/D de 16 à 18 dans l'exemple du réacteur. Nouvelle distance ?

   7146 km (12.5 % de plus).

2. Brûlez 30 % du poids au lieu de 25 %. Distance ?

   ln(1/0.7) = 0.3567: 7875 km.

3. Quel terme une aile à écoulement laminaire améliore-t-elle ?

   L/D.

4. Quel terme une structure plus légère améliore-t-elle ?

   Le rapport des poids.

Idées reçues fréquentes

Idée reçue : La distance franchissable est proportionnelle au carburant emporté.
En réalité : Elle croît avec le logarithme du rapport des poids.

Idée reçue : La meilleure distance et la meilleure autonomie correspondent à la même vitesse.
En réalité : L'autonomie se vole plus lentement.

Idée reçue : Breguet exige une altitude constante.
En réalité : Elle suppose V et L/D constants, ce qui implique une lente croisière ascendante.

Cartes mémoire

TSFC

Poids de carburant par unité de poussée et de temps.

Breguet réacteur

(V/c)(L/D) ln(W_i/W_f).

Breguet hélice

Endurance

$(\eta/c_p)(L/D)\ \ln(W_i/W_f)$.

$(1/c)(L/D)\ \ln(W_i/W_f)$.

Trois leviers

Moteur, aérodynamique, structure.

Croisière ascendante

V et L/D constants à mesure que le carburant brûle.

Quiz d’autocontrôle

1. La distance d’un réacteur est proportionnelle à…

$V(L/D)/c$

c/V

L/D seulement

W_f

$V(L/D)/c$. Breguet.

2. Le terme de poids dans Breguet est…

$W_i - W_f$

$\ln(W_i/W_f)$

W_i/W_f

W_f/W_i

$\ln(W_i/W_f)$. Intégration de dW/W.

3. L’autonomie d’un réacteur est maximale à…

V_{md}

V_{mp}

V_{max}

V_{stall}

V_md. Traînée minimale = débit de carburant minimal.

4. La distance d’un avion à hélice est maximale à…

V_md

V_mp

V_max

Mach 1

V_md. (L/D)max.

Refaire ce quiz

Comment cela aide à sauver la planète

La NASA et GE Aerospace ont testé en décembre 2025 un moteur à réaction hybride électrique intégré, un GE Passport modifié, sur le site Peebles Test Operation de GE Aerospace dans l’Ohio. Le projet Hybrid Thermally Efficient Core (HyTEC) de la NASA vise un moteur hybride brûlant jusqu’à 10 % de carburant de moins que les meilleurs moteurs actuels.

En termes de Breguet, une consommation inférieure de 10 % signifie un c plus petit : le même vol avec moins de carburant, ou un vol plus long avec le même carburant. Le terme moteur, le terme aérodynamique et le terme structure donnent chacun un levier aux ingénieurs.

Sur Saving Planets : Thermodynamique · Solutions

Sources : NASA: NASA, GE Aerospace Hybrid Engine System Marks Successful Test (Jan. 26, 2026) (https://www.nasa.gov/aeronautics/hybrid-engine-tested/)

Ressources d’apprentissage gratuites

- MIT OpenCourseWare 16.01–16.04 Unified Engineering (2005–2006) (https://ocw.mit.edu/courses/16-01-unified-engineering-i-ii-iii-iv-fall-2005-spring-2006/): Notes du MIT sur l’équation de Breguet.
- MIT OpenCourseWare 16.885J Aircraft Systems Engineering (Fall 2005) (https://ocw.mit.edu/courses/16-885j-aircraft-systems-engineering-fall-2005/): Systèmes d’avions au MIT.
- FAA PHAK Chapter 11: Aircraft Performance (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/13_phak_ch11.pdf): Chapitre de la FAA sur la distance franchissable et l’autonomie.
- NASA Glenn: Lift-to-drag ratio (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/lift-to-drag-ratio/): Page gratuite de la NASA.

- [ ] **J’ai terminé cette unité**

Performances au décollage

La vitesse de décrochage et C_Lmax, les dispositifs hypersustentateurs, le roulement au décollage, la vitesse de décollage, l'effet du poids, de l'altitude-densité, du vent et de la pente de piste, le segment aérien au-dessus d'un obstacle, et la longueur de piste équilibrée.

Objectifs d'apprentissage

À la fin de cette unité, vous saurez :

- Trouver les vitesses de décrochage et de décollage.
- Estimer le roulement au décollage.
- Montrer comment le poids et l'altitude-densité allongent le décollage.
- Expliquer la longueur de piste équilibrée.

Notions clés

- La vitesse de décrochage est la plus faible vitesse de vol stabilisé : V_s = √(2W/(ρSC_Lmax)). Les volets et les becs augmentent C_Lmax au décollage et à l'atterrissage.
- La vitesse de décollage vaut typiquement V_LOF ≈ 1.2V_s, ce qui donne une marge au-dessus du décrochage.
- Avec une poussée bien supérieure à la traînée et au frottement, le roulement au sol vaut environ s_g ≈ 1.44W²/(gρSC_LmaxT).
- La distance de décollage croît donc à peu près comme W², et comme 1/ρ doublement pour les réacteurs (via V_s et via la baisse de poussée). Un vent de face de 10 kt raccourcit le roulement ; un vent arrière l'allonge beaucoup.
- La longueur de piste équilibrée est celle pour laquelle, si un moteur tombe en panne à la vitesse de décision V_1, s'arrêter et continuer demandent la même distance.

Équations clés

$$V_s = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L,max}}}$$

V_s=2Wρ SC_L,max

Vitesse de décrochage

$$V_{LOF} \approx 1.2 V_s$$

Vitesse de décollage

$$s_g \approx \frac{1.44W^2}{g\rho S C_{L,max} T}$$

Roulement au sol

$$\frac{s_2}{s_1} = \left(\frac{W_2}{W_1}\right)^2$$

`(s_2)/(s_1)=((W_2)/(W_1))^2`

Effet du poids

Exemples résolus pas à pas

Exemple 7.1 L'avion de ligne d'exemple a C_Lmax = 2.4 avec les volets de décollage au niveau de la mer. Trouvez V_s et V_LOF.

1. V_s = √(2 × 588,600/(1.225 × 120 × 2.4)).
2. V_LOF = 1.2 × 57.8.

Réponse : V_s = 57.8 m/s; V_LOF = 69.3 m/s.

Exemple 7.2 Estimez le roulement au sol avec 180 kN de poussée.

1. s_g = 1.44 × 588,600²/(9.81 × 1.225 × 120 × 2.4 × 180,000).

Réponse : s_g = 801 m.

Exemple 7.3 Recommencez sur un aéroport à 1500 m (ISA ρ = 1.058 kg/m³), à poussée égale.

1. s_g = 801 × 1.225/1.058.

Réponse : s_g = 927 m, 1.158 fois plus long (davantage avec la perte réelle de poussée).

Exercices

Faites chacun d'abord sur papier, puis vérifiez.

1. L'avion est chargé à 70000 kg. Rapport des roulements au sol ?

   (70/60)² = 1.361.

2. Rapport des vitesses de décrochage à 70000 kg ?

   √(70/60) = 1.080.

3. Pourquoi les volets raccourcissent-ils le décollage ?

   C_Lmax plus élevé, V_s plus faible.

4. Qu'est-ce que V_1 ?

   La vitesse de décision pour interrompre ou poursuivre le décollage.

Idées reçues fréquentes

Idée reçue : La distance de décollage est proportionnelle au poids.
En réalité : Plutôt au carré du poids.

Idée reçue : Une journée chaude n'affecte que les moteurs.
En réalité : Elle réduit aussi la portance à une vitesse donnée.

Idée reçue : Le décollage a lieu à la vitesse de décrochage.
En réalité : Avec une marge au-dessus du décrochage, environ 1.2V_s.

Cartes mémoire

Vitesse de décrochage

√(2W/(ρSC_Lmax)).

V_LOF

≈ 1.2V_s.

Roulement au sol

$1.44W^2/(g\rho SC_{Lmax}T)$.

Effet du poids

$\propto W^2$.

Altitude-densité

Roulement plus long.

V_1

Vitesse de décision.

Quiz d'autocontrôle

1. La vitesse de décrochage varie comme...

√W

W

W^2

1/W

$\sqrt{W}$. $V_s \propto \sqrt{(W/\rho)}$.

2. Le roulement au sol varie à peu près comme…

W

W^2

$\sqrt{W}$

1/W

W^2. $s_g \propto W^2/(\rho T)$.

3. Les volets augmentent…

de C_{Lmax}

seulement C_{D0}

du Mach

du seul K

de C_{Lmax}. Dispositifs hypersustentateurs.

4. La longueur de piste équilibrée égalise…

les distances d’arrêt et de poursuite

V_1 et V_2

la poussée et la traînée

L et W

les distances d’arrêt et de poursuite. Définition.

Refaire ce quiz

Comment cela aide à sauver la planète

La maquette d’aile à haubans de la NASA et de Boeing comportait des becs, des volets et d’autres surfaces mobiles afin que l’équipe puisse la régler dans les configurations basse vitesse et forte portance du décollage et de l’atterrissage. La NASA note que la soufflerie pressurisée de QinetiQ sert à prédire le comportement des avions dans les conditions de décollage et d’atterrissage.

Une aile très efficace en croisière doit tout de même respecter les chiffres de décrochage et de piste de ce module ; c’est pourquoi les performances hypersustentatrices sont testées aussi tôt que la traînée de croisière.

Sur Saving Planets : Aérodynamique I · Statique

Sources : NASA: NASA, Boeing Advance Truss-Braced Wing Research in Test (Apr. 29, 2026) (https://www.nasa.gov/image-article/nasa-boeing-advance-truss-braced-wing-research-in-test/)

Ressources d’apprentissage gratuites

- FAA Airplane Flying Handbook (https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/airplane_handbook): Manuel de la FAA sur les décollages.
- FAA PHAK Chapter 11: Aircraft Performance (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/13_phak_ch11.pdf): Chapitre de la FAA sur les abaques de performances au décollage.
- FAA PHAK Chapter 10: Weight and Balance (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/12_phak_ch10.pdf): Chapitre de la FAA sur la masse et le centrage.
- NASA Glenn: The lift equation (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/lift-equation/): Page gratuite de la NASA.

☐ **J’ai terminé cette unité**

Performances à l’atterrissage

L’approche, l’arrondi et le roulement au sol, la vitesse d’approche, le freinage, les inverseurs de poussée et les déporteurs, l’état de la piste, l’estimation de la distance d’atterrissage et l’énergie à dissiper.

Objectifs d’apprentissage

À la fin de cette unité, vous saurez :

- Trouver la vitesse d’approche à partir de la vitesse de décrochage.
- Estimer le roulement à l’atterrissage à partir de la décélération.
- Expliquer l’importance de l’état de la piste et des déporteurs.
- Calculer l’énergie cinétique au toucher des roues.

Notions clés

- L’atterrissage comporte trois segments : l’approche au-dessus d’un obstacle de 15 m (50 ft), l’arrondi et le roulement au sol.
- La vitesse d’approche vaut typiquement V_app ≈ 1.3V_s en configuration d’atterrissage.
- Avec une décélération moyenne a, le roulement au sol vaut s = V²/(2a). Les freins, les déporteurs (qui suppriment la portance pour que les roues puissent freiner) et les inverseurs de poussée augmentent tous a.
- Les pistes mouillées ou verglacées réduisent le frottement et peuvent fortement allonger le roulement ; les abaques de performances donnent des corrections.
- L’énergie cinétique au toucher des roues ½mV² doit être absorbée, surtout sous forme de chaleur dans les freins.

Équations clés

$$V_{app} \approx 1.3 V_s$$

Vitesse d’approche

$$s = \frac{V^2}{2a}$$

```
s=(V^2)/(2a)
```

Roulement au sol

$$E_k = \tfrac{1}{2} m V^2$$

```
E_k=12mV^2
```

Énergie cinétique

$$a = \mu g$$

a=μ g

Décélération de freinage idéale

Exemples résolus pas à pas

Exemple 8.1 Avec les volets d'atterrissage, C_Lmax = 2.8. Trouvez V_s et V_app pour l'avion de ligne d'exemple au niveau de la mer.

1. V_s = √(2 × 588,600/(1.225 × 120 × 2.8)) = 53.5 m/s.
2. V_app = 1.3 × 53.5.

Réponse : V_s = 53.5 m/s ; V_app = 69.5 m/s.

Exemple 8.2 Estimez le roulement au sol depuis 69.5 m/s avec une décélération moyenne de 0.4g.

1. s = 69.5^2/(2 × 0.4 × 9.81).

Réponse : s = 616 m.

Exemple 8.3 Trouvez l'énergie cinétique à 69.5 m/s.

1. E = ½ × 60,000 × 69.5^2.

Réponse : E = 145 MJ.

Exercices

Faites chacun d'abord sur papier, puis vérifiez.

1. On divise la décélération par deux. Nouveau roulement au sol ?

   Il double : 1232 m.

2. Pourquoi sortir les déporteurs au toucher des roues ?

   Ils suppriment la portance pour que les freins agissent.

3. Approche 10 % trop rapide : variation du roulement ?

   $1.1^2 = 1.21$, soit 21 % de plus.

4. Quelle est la hauteur de l'obstacle d'approche ?

   15 m (50 ft).

Idées reçues fréquentes

Idée reçue : La distance d'atterrissage se limite au roulement au sol.
En réalité : Elle comprend l'approche et l'arrondi.

Idée reçue : Quelques nœuds de trop ne comptent pas.
En réalité : Le roulement croît comme V^2.

Idée reçue : Les freins sont pleinement efficaces dès le toucher des roues.
En réalité : Pas avant que la portance soit supprimée.

Cartes mémoire

V_app

≈ 1.3V_s.

Roulement au sol

$V^2/(2a)$.

Déporteurs

Supprimer la portance.

Inverseurs de poussée

Décélération supplémentaire.

Piste mouillée

Roulement plus long.

Énergie de freinage

$½mV^2$.

Quiz d'autocontrôle

1. V_app vaut environ…

1.3V_s

V_s

2V_s

0.8V_s

1.3V_s. Marge au-dessus du décrochage.

2. Le roulement au sol avec une décélération a vaut…

$V^2/(2a)$

Va

V/a

2aV

$V^2/(2a)$. Cinématique.

3. Les déporteurs aident le freinage en…

supprimant la portance

ajoutant de la poussée

augmentant C_{Lmax}

refroidissant les freins

supprimant la portance. Plus de poids sur les roues.

4. Une approche 10 % plus rapide allonge le roulement de…

10%

21%

5%

0%

21%. V^2.

Refaire ce quiz

Comment cela aide à sauver la planète

La NASA cite l'exploitation et les infrastructures parmi les trois grandes voies vers une aviation durable : consommer moins d'énergie au sol ou par le choix de la trajectoire réduit le carburant brûlé et fait économiser de l'argent.

L'approche et l'atterrissage en font partie. Une descente continue bien préparée et un atterrissage à la bonne vitesse consomment moins de carburant et moins d'énergie de freinage qu'une approche précipitée et rapide.

Sur Saving Planets : Dynamique · Solutions

Sources : NASA: Sustainable Aviation (https://www.nasa.gov/directorates/armd/sustainable-aviation/)

Ressources d'apprentissage gratuites

- FAA Airplane Flying Handbook (https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/airplane_handbook): Manuel de la FAA sur les approches et les atterrissages.
- FAA PHAK Chapter 11: Aircraft Performance (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/13_phak_ch11.pdf): Chapitre de la FAA sur les abaques de performances à l'atterrissage.
- MIT OpenCourseWare 16.01–16.04 Unified Engineering (2005–2006) (https://ocw.mit.edu/courses/16-01-unified-engineering-i-ii-iii-iv-fall-2005-spring-2006/): Notes du MIT.
- PhET : Projectile Motion (https://phet.colorado.edu/en/simulations/projectile-motion): La cinématique de façon interactive.

☐ **J'ai terminé cette unité**

Le virage et le diagramme V-n

Les virages coordonnés en palier, l’inclinaison et le facteur de charge, le rayon et le taux de virage, la vitesse de décrochage en virage, la vitesse de manœuvre, le diagramme V-n avec les facteurs de charge limites et les charges de rafale, et les ressources.

Objectifs d’apprentissage

À la fin de cette unité, vous saurez :

- Relier l’inclinaison au facteur de charge.
- Calculer le rayon et le taux de virage.
- Trouver la vitesse de décrochage en virage et la vitesse de manœuvre.
- Lire un diagramme V-n.

Notions clés

- En virage coordonné en palier, la portance s’incline avec l’angle d’inclinaison φ : L cos φ = W et L sin φ = mV²/R. Le facteur de charge vaut n = L/W = 1/cos φ.
- Rayon de virage R = V²/(g√(n² − 1)) = V²/(g tan φ) ; taux de virage ω = V/R.
- La vitesse de décrochage augmente avec le facteur de charge : V_s,turn = V_s√n. À 60° d’inclinaison, n = 2 et la vitesse de décrochage est 41 % plus élevée.
- La vitesse de manœuvre V_A = V_s√n_limit est la vitesse à laquelle un braquage complet des gouvernes fait décrocher l’aile avant que la charge limite soit atteinte.
- Le diagramme V-n trace le facteur de charge admissible en fonction de la vitesse : les courbes de décrochage le bornent à gauche, les facteurs de charge limites en haut et en bas, et la vitesse en piqué à droite. Les droites de rafale ajoutent les charges dues à la turbulence.

Équations clés

$$n = \frac{1}{\cos \phi}$$

Facteur de charge en virage en palier

$$R = \frac{V^2}{g \tan \phi}$$

R=(V^2)/(g)

Rayon de virage

$$\omega = \frac{V}{R}$$

Taux de virage

$$V_{s,n} = V_s\sqrt{n}$$

V_s,n=V_s n

Vitesse de décrochage sous facteur de charge

Exemples résolus pas à pas

Exemple 9.1 Trouvez n, le rayon et le taux de virage à 100 m/s pour 30°, 45° et 60° d'inclinaison.

1. n = 1/cos φ = 1.155, 1.414, 2.00.
2. R = 100²/(9.81 tan φ) = 1766 m, 1019 m, 589 m.
3. ω = V/R.

Réponse : Taux de virage 3.25°/s, 5.62°/s et 9.74°/s.

Exemple 9.2 De combien la vitesse de décrochage augmente-t-elle à 30°, 45° et 60° d'inclinaison ?

1. √n = 1.075, 1.189, 1.414.

Réponse : 7.5 %, 18.9 % et 41.4 %.

Exemple 9.3 Un avion léger a V_s = 50 m/s et n_limit = 2.5. Trouvez V_A.

1. V_A = 50 × √2.5.

Réponse : V_A = 79.1 m/s.

Exercices

Faites chacun d'abord sur papier, puis vérifiez.

1. Trouvez le rayon de virage à 60 m/s et 30° d'inclinaison.

   60²/(9.81 × tan 30°) = 636 m.

2. Inclinaison pour n = 2 ?

   60°.

3. Pourquoi les avions de ligne utilisent-ils environ 25–30° d'inclinaison ?

   Facteur de charge confortable, faible hausse de la vitesse de décrochage.

4. Qu'est-ce qui borne la gauche du diagramme V-n ?

   La courbe de décrochage $n = (V/V_s)^2$.

Idées reçues fréquentes

Idée reçue : Une inclinaison plus forte donne un virage plus serré sans contrepartie.
En réalité : Elle augmente le facteur de charge et la vitesse de décrochage.

Idée reçue : La vitesse de manœuvre est une vitesse de croisière maximale.
En réalité : Elle protège contre les braquages complets des gouvernes.

Idée reçue : Le facteur de charge ne dépend que de la vitesse.
En réalité : En virage en palier, il dépend de l'inclinaison.

Cartes mémoire

Facteur de charge

$n = L/W = 1/\cos \varphi$.

Rayon de virage

$V^2/(g \tan \varphi)$.

Taux de virage

V/R.

Décrochage en virage

$V_s\sqrt{n}$.

V_A

$V_s\sqrt{n_{limit}}$.

Diagramme V-n

Domaine de vol.

Quiz d'autocontrôle

1. Le facteur de charge à 60° d'inclinaison vaut…

1.15

1.41

2

3

2. 1/cos 60°.

2. Le rayon de virage vaut…

$V^2/(g \tan \varphi)$

gV

V/g

V tan φ

$V^2/(g \tan \varphi)$. Équilibre centripète.

3. La vitesse de décrochage en virage est…

$V_s\sqrt{n}$

V_s n

V_s/n

V_s

$V_s\sqrt{n}$. Il faut plus de portance.

4. Le diagramme V-n montre…

les charges admissibles en fonction de la vitesse

la traînée en fonction de la vitesse

la distance en fonction du carburant

l'altitude en fonction du temps

les charges admissibles en fonction de la vitesse. Domaine de vol.

Refaire ce quiz

Comment cela aide à sauver la planète

Pour les essais en vol CATNLF de 2026, la NASA a fixé verticalement une maquette d'aile à échelle réduite d'environ 3 pieds (40 pouces) sous un avion de recherche F-15B. Le premier vol, le 29 janvier 2026, a duré 75 minutes et a confirmé que l'avion pouvait manœuvrer en sécurité avec l'objet d'essai fixé.

La NASA indique que le premier vol portait sur l'ouverture du domaine de vol, avec des virages, des paliers stabilisés et de douces variations d'assiette entre environ 20000 et près de 34000 pieds, et qu'il était le premier d'au plus 15 vols prévus. Ouvrir un domaine de vol pas à pas, c'est le diagramme V-n de ce module mis en pratique.

Sur Saving Planets : Dynamique · Résistance des matériaux

Sources : NASA: NASA Completes First Flight of Laminar Flow Scaled Wing Design (Feb. 11, 2026) (https://www.nasa.gov/image-article/nasa-completes-first-flight-of-laminar-flow-scaled-wing-design/)

Ressources d'apprentissage gratuites

- FAA Airplane Flying Handbook (https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/airplane_handbook): Manuel de la FAA sur les virages et les manœuvres.
- FAA PHAK Chapter 11: Aircraft Performance (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/13_phak_ch11.pdf): Chapitre de la FAA sur les facteurs de charge.
- MIT OpenCourseWare 16.01–16.04 Unified Engineering (2005–2006) (https://ocw.mit.edu/courses/16-01-unified-engineering-i-ii-iii-iv-fall-2005-spring-2006/): Notes du MIT.
- MIT OpenCourseWare 16.885J Aircraft Systems Engineering (Fall 2005) (https://ocw.mit.edu/courses/16-885j-aircraft-systems-engineering-fall-2005/): Systèmes d'avions au MIT.

☐ **J'ai terminé cette unité**

Performances des avions électriques, hybrides et à carburant durable

Distance franchissable des avions électriques à batteries, pourquoi le poids ne diminue pas quand les batteries se déchargent, énergie spécifique des batteries face au carburéacteur, moteurs hybrides électriques, carburant d'aviation durable, CO_2 issu de la combustion, et la mise en commun de tous les leviers de performance.

Objectifs d'apprentissage

À la fin de cette unité, vous saurez :

- Établir l'équation de distance franchissable d'un avion électrique à batteries.
- Comparer l'énergie spécifique des batteries et du carburéacteur.
- Calculer le CO_2 issu du carburant brûlé.
- Classer les technologies selon le terme de Breguet qu'elles améliorent.

Notions clés

- Un avion électrique à batteries ne s'allège pas en vol, il n'y a donc pas de logarithme : R = (e_b η/g) (L/D)(m_b/m), avec l'énergie spécifique des batteries e_b (J/kg), le rendement global η et la fraction massique de batteries m_b/m.
- Le carburéacteur contient environ 43 MJ/kg (environ 11900 Wh/kg, valeur de manuel). Des batteries d'environ 250 Wh/kg (valeur d'exemple) contiennent environ 48 fois moins par kilogramme, ce qui explique pourquoi les avions électriques actuels sont petits et à court rayon d'action.
- Les moteurs hybrides électriques utilisent des moteurs électriques pour aider un réacteur à fonctionner plus efficacement, ce qui réduit la consommation spécifique c.
- Brûler un kilogramme de carburéacteur produit environ 3.16 kg de CO_2 (valeur de manuel). Le carburant économisé grâce à une meilleure L/D, des structures plus légères ou de meilleurs moteurs réduit le CO_2 en proportion directe.
- Le carburant d'aviation durable (SAF) a des propriétés proches du carburéacteur classique, il ne change donc pas les équations de performance ; il change l'origine du carbone.

Équations clés

$$R = \frac{e_b \eta}{g} \frac{L}{D} \frac{m_b}{m}$$

R=(e_b)/(g)L/D(m_b)/(m)

Distance franchissable sur batteries

$$m_{CO_2} \approx 3.16\, m_{fuel}$$

CO_2 du carburéacteur

$$\frac{e_{fuel}}{e_b} = \frac{43\ \mathrm{MJ/kg}}{e_b}$$

`_fuele_b=43\ MJ/kge_b`

Rapport d’énergies spécifiques

$$R = \frac{V}{c}\frac{L}{D}\ln\frac{W_i}{W_f}$$

`R=V/cL/D(W_i)/(W_f)`

Breguet, pour comparaison

Exemples résolus pas à pas

Exemple 10.1 Un avion électrique a des batteries de 250 Wh/kg (valeur d’exemple), η = 0.8, L/D = 15 et une fraction de batteries de 30 %. Trouvez sa distance franchissable.

1. e_b = 250 × 3600 = 900,000 J/kg.
2. R = (900,000 × 0.8/9.81) × 15 × 0.3.

Réponse : R = 330 km.

Exemple 10.2 Combien d’énergie de plus par kilogramme contient le carburéacteur ?

1. 43 × 10⁶/3600 = 11,944 Wh/kg.
2. 11,944/250.

Réponse : Environ 47.8 fois.

Exemple 10.3 Quelle quantité de CO_2 produit la combustion de 1000 kg de carburéacteur ?

1. 3.16 × 1000.

Réponse : 3160 kg.

Exercices

Faites chacun d'abord sur papier, puis vérifiez.

1. Refaites le calcul de distance électrique avec des cellules de 400 Wh/kg.

   528 km.

2. Un avion brûle 2500 kg de carburant par heure. CO_2 par heure ?

   7900 kg.

3. Quel terme de Breguet un moteur hybride améliore-t-il ?

   c, la consommation de carburant.

4. Pourquoi n'y a-t-il pas de logarithme dans l'équation de distance sur batteries ?

   La masse reste constante.

Idées reçues fréquentes

Idée reçue : Les avions électriques s'allègent en vol.
En réalité : La masse des batteries reste la même.

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

Idée reçue : Seuls les moteurs comptent pour les émissions.
En réalité : L'aérodynamique, le poids et l'exploitation comptent tous.

Cartes mémoire

Distance électrique

(e_bη/g)(L/D)(m_b/m).

Carburéacteur

≈ 43 MJ/kg.

Batterie

≈ 250 Wh/kg (exemple).

CO_2

≈ 3.16 kg par kg de carburant.

Moteur hybride

Réduit c.

SAF

Carburant compatible issu de la biomasse et des déchets.

Quiz d’autocontrôle

1. La distance sur batteries est proportionnelle à…

e_b(L/D)(m_b/m)

ln(W_i/W_f)

c

V/c

e_b(L/D)(m_b/m). Masse constante.

2. Par rapport à une batterie de 250 Wh/kg, le carburéacteur contient environ…

2×

10×

48×

500×

48×. 11,944/250.

3. Le CO_2 par kg de carburéacteur vaut environ…

1 kg

3.16 kg

10 kg

0.5 kg

3.16 kg. Carbone plus oxygène.

4. Le SAF change…

l’origine du carbone

L/D

la vitesse de décrochage

K

l’origine du carbone. Propriétés de carburant similaires.

Refaire ce quiz

Comment cela aide à sauver la planète

Le DOE indique que le carburant d’aviation durable fabriqué à partir de biomasse et de déchets peut offrir des performances semblables à celles du carburéacteur pétrolier. Le Billion-Ton Report 2023 du DOE a conclu que les États-Unis pourraient tripler leur production de biomasse à plus de 1 milliard de tonnes par an, produisant environ 60 milliards de gallons de biocarburants liquides, assez de matière première pour couvrir la demande de carburant prévue de l’aviation américaine.

La NASA note que le SAF ne libère pas de nouveau CO_2 dans l’environnement et qu’il réduit les traînées de condensation qui peuvent piéger la chaleur dans l’atmosphère terrestre. La NASA estime aussi qu’avec la flotte et l’efficacité actuelles, le trafic aérien mondial en 2050 nécessiterait plus de 620 mégatonnes de carburant et produirait près de 2000 mégatonnes de CO_2 ; les États-Unis se sont engagés à atteindre zéro émission nette de gaz à effet de serre pour l’aviation américaine d’ici 2050.

Sur Saving Planets : Solutions · Thermodynamique

Sources : U.S. DOE: Sustainable Aviation Fuels (https://www.energy.gov/eere/bioenergy/sustainable-aviation-fuels) · NASA: Sustainable Aviation (https://www.nasa.gov/directorates/armd/sustainable-aviation/)

Ressources d’apprentissage gratuites

- U.S. DOE: Sustainable Aviation Fuels (https://www.energy.gov/eere/bioenergy/sustainable-aviation-fuels): Présentation du SAF par le DOE.
- NASA: Sustainable Aviation (https://www.nasa.gov/directorates/armd/sustainable-aviation/): Présentation de l’aviation durable par la NASA.
- NASA: NASA, GE Aerospace Hybrid Engine System Marks Successful Test (Jan. 26, 2026) (https://www.nasa.gov/aeronautics/hybrid-engine-tested/): Essai du moteur hybride de la NASA.
- MIT OpenCourseWare 16.885J Aircraft Systems Engineering (Fall 2005) (https://ocw.mit.edu/courses/16-885j-aircraft-systems-engineering-fall-2005/): Systèmes d’avions au MIT.

Regarder le cours magistral

Lecture 12: Aircraft Performance (https://ocw.mit.edu/courses/16-687-private-pilot-ground-school-january-iap-2019/resources/lecture-12-aircraft-performance/) (en anglais)

MIT 16.687 Private Pilot Ground School (IAP 2019), MIT OpenCourseWare. Licence : CC BY-NC-SA 4.0 (https://creativecommons.org/licenses/by-nc-sa/4.0/) · Conditions d'utilisation (https://ocw.mit.edu/pages/privacy-and-terms-of-use/). Lien fourni uniquement pour l'étude gratuite ; Saving Planets n'est ni affilié à cette université ni soutenu par elle.

☐ **J'ai terminé cette unité**

Exercices

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

1. L'atmosphère standard, les vitesses et l'altitude-densité
   4 exercices
2. Les forces en vol et la polaire de traînée
   4 exercices
3. Poussée et puissance nécessaires
   4 exercices
4. Performances de montée
   4 exercices
5. Le vol plané
   4 exercices
6. Distance franchissable et autonomie : les équations de Breguet
   4 exercices
7. Performances au décollage
   4 exercices
8. Performances à l'atterrissage
   4 exercices
9. Le virage et le diagramme V-n
   4 exercices
10. Performances des avions électriques, hybrides et à carburant durable
    4 exercices

Le laboratoire (Flight performance lab)

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

Chaque TP peut se faire dans une simulation gratuite, avec un tableur, ou avec du papier et un mètre ruban. Ne lancez les planeurs en papier que dans un espace dégagé, loin des visages, des escaliers et de la circulation, et gardez les passages libres de tout obstacle.

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

TP A : Construire un calculateur d’atmosphère standard

SEMAINE 1

Objectif : Construire un tableur de la température, de la masse volumique et de la vitesse du son ISA du niveau de la mer à 11 km.

$$T = T_0 - 0.0065h,\ \ \rho = \rho_0 (T/T_0)^{4.26},\ \ a = \sqrt{\gamma R T}$$

`T=T_0-0.0065h,\ \ ρ=ρ_0(T/T_0)^4.26,\ \ a=γ RT`

Modèle de la troposphère

Mode opératoire

1. Créez une colonne d’altitudes tous les 500 m de 0 à 11000 m.
2. Calculez T, puis ρ avec l’exposant 9.81/(0.0065 × 287) − 1.
3. Calculez a = √(1.4 × 287 × T).
4. Tracez ρ et a en fonction de l’altitude et comparez avec les valeurs du module 1.

Tableau de données

Altitude (m)	T (K)	ρ (kg/m³)	a (m/s)
0	288.15	1.225	340.3
3000	268.65	0.909	328.5
5000	255.65	0.736	320.5
11,000	216.65	0.364	295.0

Valeurs ISA calculées.

Exemple de calcul

1. ρ(3000) = 1.225 × (268.65/288.15)^4.26 = 0.909 kg/m³.
2. a(5000) = √(1.4 × 287 × 255.65) = 320.5 m/s.

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

Alternative à la maison ou virtuelle

- N’importe quel tableur convient.

NASA Glenn: Dynamic pressure (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/dynamic-pressure/) · MIT OpenCourseWare 16.01–16.04 Unified Engineering (2005–2006) (https://ocw.mit.edu/courses/16-01-unified-engineering-i-ii-iii-iv-fall-2005-spring-2006/)

Lien avec la planète : L'EIA indique que le carburéacteur représentait 13 % de l'énergie consommée par les transports aux États-Unis en 2025. U.S. EIA: Use of energy for transportation (https://www.eia.gov/energyexplained/use-of-energy/transportation.php)

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

TP B : Finesse d’un planeur en papier

SEMAINE 6

Objectif : Mesurer la finesse d’un planeur en papier à partir de sa hauteur de lâcher et de sa distance de vol, et trouver son angle de plané et son taux de chute.

$$\frac{L}{D} = \frac{d}{h}, \;\; \gamma = \arctan\frac{h}{d}$$

LD= dh,\ \ γ= hd

Finesse et angle de plané

Mode opératoire

1. Pliez un planeur simple en papier d’imprimante ; ajoutez un trombone au nez pour le centrer.
2. Dans un espace dégagé, lâchez-le doucement (sans le lancer) depuis une hauteur mesurée, environ 1.5 m.
3. Mesurez le point d’atterrissage et chronométrez le vol ; recommencez cinq fois et faites la moyenne.
4. Déplacez le trombone et observez comment la finesse change.

Tableau de données

Grandeur	Valeur
Hauteur de lâcher	1.5 m
Distance parcourue	6.0 m
Finesse de plané	4.0
Angle de plané	14.0°
Durée du vol	2.0 s
Vitesse moyenne	3.09 m/s

Valeurs d’exemple ; les vrais planeurs en papier ont une L/D bien plus faible que les planeurs de vol à voile.

Exemple de calcul

1. L/D = 6.0/1.5 = 4.0 ; γ = arctan(1.5/6.0) = 14.0°.
2. Vitesse le long de la trajectoire = √(6² + 1.5²)/2.0 = 3.09 m/s ; taux de chute = 1.5/2.0 = 0.75 m/s.

> **Sécurité**

- Ne faites voler que dans un espace dégagé, jamais vers le visage de quelqu'un ; gardez les passages libres.
- Ne montez pas sur une chaise ou un escalier pour lancer ; utilisez votre hauteur debout.

Alternative à la maison ou virtuelle

- C'est un TP à la maison.

NASA Glenn Beginner's Guide: Glide angle (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/glide-angle/) · PhET : Projectile Motion (https://phet.colorado.edu/en/simulations/projectile-motion)

Lien avec la planète : La NASA note que les frères Wright ont étudié les planeurs de 1900 à 1902 et utilisé l'angle de plané pour mesurer les performances. NASA Glenn Beginner's Guide: Glide angle (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/glide-angle/)

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

TP C : Mesurer une polaire de traînée dans FoilSim

SEMAINE 2

Objectif : Relever les coefficients de portance et de traînée à plusieurs angles d'attaque, ajuster une polaire parabolique et trouver (L/D)max.

$$C_D = C_{D0} + KC_L^2$$

```
C_D=C_D0+KC_L^2
```

Polaire de traînée parabolique

Mode opératoire

1. Ouvrez NASA FoilSim et choisissez une forme d'aile et une vitesse.
2. Notez C_L et C_D à cinq angles d'attaque.
3. Tracez C_D en fonction de C_L² et ajustez une droite : l'ordonnée à l'origine est C_D0 et la pente est K.
4. Calculez (L/D)max = 1/(2√(KC_D0)).

Tableau de données

C_L	C_D	L/D
0.2	0.0218	9.17
0.6	0.0362	16.6
1.0	0.0650	15.4

Valeurs d'exemple générées à partir de la polaire du cours (C_D0 = 0.020, K = 0.045) ; vos chiffres FoilSim seront différents.

Exemple de calcul

1. C_D(0.6) = 0.020 + 0.045 × 0.36 = 0.0362.
2. (L/D)max = 1/(2√(0.045 × 0.020)) = 16.67 à C_L = 0.667.

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

Alternative à la maison ou virtuelle

- N'importe quel navigateur convient.

NASA Glenn : FoilSim (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/foilsim/) · NASA Glenn: Induced drag coefficient (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/induced-drag-coefficient/)

Lien avec la planète : L'aile CATNLF de la NASA vise à maintenir un écoulement laminaire sur les ailes en flèche, ce qui réduit C_D0. NASA: NASA Tests Technology Offering Potential Fuel Savings for Commercial Aviation (Jan. 21, 2026) (https://www.nasa.gov/centers-and-facilities/armstrong/nasa-tests-technology-offering-potential-fuel-savings-for-commercial-aviation/)

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

TP D : Étude de compromis sur la distance de Breguet

SEMAINE 8

Objectif : Utiliser un tableur pour voir comment L/D, la consommation et la fraction de carburant modifient la distance franchissable d’un avion à réaction.

$$R = \frac{V}{c}\frac{L}{D}\ln\frac{W_i}{W_f}$$

`R=V/cL/D(W_i)/(W_f)`

Distance de Breguet

Mode opératoire

1. Saisissez V = 230 m/s, c = 0.6 par heure et W_f/W_i = 0.75.
2. Calculez la distance pour L/D = 14, 16 et 18.
3. Réduisez ensuite c de 10 % et comparez.
4. Classez les modifications par kilomètres gagnés.

Tableau de données

L/D	Distance (km)
14	5558
16	6352
18	7146

Valeurs calculées pour un avion à réaction d’exemple.

Exemple de calcul

1. R(14) = (230/1.667 × 10⁻⁴) × 14 × 0.2877 = 5558 km.
2. Réduire c de 10 % multiplie la distance par 1/0.9 = 1.111.

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

Alternative à la maison ou virtuelle

- N’importe quel tableur convient.

MIT OpenCourseWare 16.01–16.04 Unified Engineering (2005–2006) (https://ocw.mit.edu/courses/16-01-unified-engineering-i-ii-iii-iv-fall-2005-spring-2006/)

Lien avec la planète : Le projet HyTEC de la NASA vise un moteur hybride brûlant jusqu'à 10 % de carburant de moins que les meilleurs moteurs actuels. NASA: NASA, GE Aerospace Hybrid Engine System Marks Successful Test (Jan. 26, 2026) (https://www.nasa.gov/aeronautics/hybrid-engine-tested/)

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

TP E : Distance de décollage et altitude-densité

SEMAINE 10

Objectif : Calculer comment le roulement au décollage augmente avec l'altitude de l'aéroport et le poids de l'avion.

$$s_g \approx \frac{1.44 W^2}{g \rho S C_{L,max} T}$$

Roulement au sol

Mode opératoire

1. Utilisez l'avion de ligne d'exemple : W = 588.6 kN, S = 120 m², C_Lmax = 2.4, T = 180 kN.
2. Calculez s_g pour les masses volumiques ISA à 0, 1500 et 3000 m, à poussée constante.
3. Recommencez à 70000 kg.
4. Expliquez pourquoi les vrais avions à réaction perdent encore plus, car la poussée diminue aussi.

Tableau de données

Altitude (m)	ρ (kg/m³)	Roulement au sol (m)
0	1.225	801
1500	1.058	927
3000	0.909	1079

Valeurs calculées à poussée constante (une simplification).

Exemple de calcul

1. s_g(0) = 1.44 × 588,600²/(9.81 × 1.225 × 120 × 2.4 × 180,000) = 801 m.
2. s_g(3000) = 801 × 1.225/0.909 = 1079 m.

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

Alternative à la maison ou virtuelle

- N'importe quel tableur convient.

FAA PHAK Chapter 11: Aircraft Performance (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/13_phak_ch11.pdf) · FAA Airplane Flying Handbook (https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/airplane_han

dbook)

Lien avec la planète : La NASA note que les maquettes d’aile à haubans sont testées dans les configurations hypersustentatrices de décollage et d’atterrissage. NASA: NASA, Boeing Advance Truss-Braced Wing Research in Test (Apr. 29, 2026) (https://www.nasa.gov/image-article/nasa-boeing-advance-truss-braced-wing-research-in-test/)

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

TP F : Tableau des performances en virage

SEMAINE 13

Objectif : Construire un tableau du facteur de charge, du rayon de virage et de la hausse de la vitesse de décrochage en fonction de l’inclinaison.

$$n = \frac{1}{\cos \phi}, \quad R = \frac{V^2}{g \tan \phi}$$

`n=(1)/(),\ \ R=(V^2)/(g)`

Relations du virage en palier

Mode opératoire

1. Posez V = 100 m/s.
2. Calculez n et R pour des inclinaisons de 15° à 60°.
3. Ajoutez √n pour la hausse de la vitesse de décrochage.
4. Repérez l’inclinaison à laquelle la vitesse de décrochage augmente de 10 %.

Tableau de données

Inclinaison	n	R (m)
15°	1.035	3804
30°	1.155	1766
45°	1.414	1019
60°	2.000	589

Valeurs calculées.

Exemple de calcul

1. R(15°) = 100²/(9.81 × tan 15°) = 3804 m.
2. n(60°) = 1/cos 60° = 2.000.

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

Alternative à la maison ou virtuelle

- N’importe quel tableur convient.

FAA Airplane Flying Handbook (https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/airplane_handbook)

Lien avec la planète : Le premier vol CATNLF de la NASA comprenait des virages et des paliers d'environ 20000 à près de 34000 pieds. NASA: NASA Completes First Flight of Laminar Flow Scaled Wing Design (Feb. 11, 2026) (https://www.nasa.gov/image-article/nasa-completes-first-flight-of-laminar-flow-scaled-wing-design/)

- [ ] **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. Trouvez la température ISA à 2000 m.
    1. 288.15 − 0.0065 × 2000.

    Réponse : 275.15 K.

2. Trouvez la masse volumique ISA à 2000 m.
    1. 1.225 × (275.15/288.15)^4.26.

    Réponse : 1.006 kg/m³.

3. Trouvez (L/D)max pour C_D0 = 0.025 et K = 0.040.
    1. 1/(2√(0.04 × 0.025)).

    Réponse : 15.81.

4. Un avion pesant 500 kN dispose de 50 kN d'excédent de poussée à 120 m/s. Trouvez la vitesse ascensionnelle.
    1. 50,000 × 120/500,000.

    Réponse : 12.0 m/s.

5. Quelle distance un avion de finesse L/D = 12 peut-il parcourir en plané depuis 2000 m ?
    1. 2000 × 12.

    Réponse : 24 km.

Série d’entraînement finale (toutes les unités)

1. Trouvez la distance franchissable d’un avion à réaction avec V = 240 m/s, c = 0.55 par heure, L/D = 17 et W_f/W_i = 0.8.

    1. (240/(0.55/3600)) × 17 × ln 1.25.

    Réponse : 5959 km.

2. Trouvez la vitesse de décrochage au niveau de la mer pour W = 100 kN, S = 30 m², C_Lmax = 1.8.

    1. √(2 × 100,000/(1.225 × 30 × 1.8)).

    Réponse : 55.0 m/s.

3. Le poids au décollage augmente de 20 %. Rapport des roulements au sol ?

    1. 1.2².

    Réponse : 1.44.

4. Trouvez le roulement à l’atterrissage depuis 60 m/s à 3 m/s².

    1. 60²/(2 × 3).

    Réponse : 600 m.

5. Trouvez le rayon de virage à 80 m/s et 45° d’inclinaison.

    1. 80²/(9.81 × tan 45°).

    Réponse : 652 m.

6. Trouvez la distance franchissable d’un avion électrique avec 300 Wh/kg, η = 0.85, L/D = 18 et une fraction de batteries de 35 %.

    1. (300 × 3600 × 0.85/9.81) × 18 × 0.35.

    Réponse : 590 km.

Fiche de formules

$$T = T_0 - 0.0065h,\ \rho/\rho_0 = (T/T_0)^{4.26},\ a = \sqrt{\gamma RT} \quad L = W = \tfrac{1}{2}\rho V^2 S C_L,\ C_D = C_{D0} + KC_L^2,\ K = 1/($$

$$(L/D)_{max} = 1/(2\sqrt{KC_{D0}}),\ C_L^* = \sqrt{C_{D0}/K} \qquad V_{md} = \sqrt{2W/(\rho S)}(K/C_{D0})^{1/4},\ V_{mp} = V_{md}/3^{1/4}$$

$$\sin\gamma = (T-D)/W,\ RC = (T-D)V/W$$

$$\tan\gamma_{glide} = 1/(L/D),\ d = h(L/D)$$

$$R = (V/c)(L/D)\ln(W_i/W_f),\ E = (1/c)(L/D)\ln$$

$$V_s = \sqrt{2W/(\rho S C_{L,max})},\ s_g \approx 1.44W^2/(g\rho S C_{L,ma}$$

$$s = V^2/(2a),\ V_{app} \approx 1.3V_s$$

$$n = 1/\cos\phi,\ R = V^2/(g\tan\phi),\ V_A = V_s\sqrt{n_{lim}}$$

$$R_{elec} = (e_b\eta/g)(L/D)(m_b/m)$$

Constantes

Constante	Valeur
Atmosphère type internationale, niveau de la mer (valeurs de manuel)	ρ_0 = 1.225 kg/m³, T_0 = 288.15 K, p_0 = 101325 Pa, gradient thermique 0.0065 K/m jusqu'à 11 km
Air	R = 287 J/(kg·K), γ = 1.4
La gravité	g = 9.81 m/s²
Avion de ligne d'exemple utilisé dans tout le cours (valeurs d'exemple)	m = 60,000 kg, W = 588.6 kN, S = 120 m², C_D0 = 0.020, K = 0.045
Carburéacteur (valeurs de manuel)	environ 43 MJ/kg ; environ 3.16 kg de CO_2 par kg brûlé
1 m/s	196.85 ft/min

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, manuels et simulations gratuits en parallèle du cours.

- MIT OpenCourseWare 16.01–16.04 Unified Engineering (2005–2006) (https://ocw.mit.edu/courses/16-01-unified-engineering-i-ii-iii-iv-fall-2005-spring-2006/): Notes de cours gratuites du MIT, y compris sur les performances des avions.
- MIT OpenCourseWare 16.885J Aircraft Systems Engineering (Fall 2005) (https://ocw.mit.edu/courses/16-885j-aircraft-systems-engineering-fall-2005/): Cours gratuit du MIT sur les systèmes d'avions.
- MIT OpenCourseWare 16.100 Aerodynamics (Fall 2005) (https://ocw.mit.edu/courses/16-100-aerodynamics-fall-2005/): Cours gratuit d'aérodynamique du MIT.
- FAA Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge (FAA-H-8083-25C) (https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/phak): Manuel gratuit de la FAA ; le chapitre 11 traite des performances.

- FAA Airplane Flying Handbook (https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/airplane_handbook): Manuel gratuit de la FAA sur le décollage, l'atterrissage et les manœuvres.
- NASA Glenn: Beginner's Guide to Aeronautics (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/): Explications gratuites de la NASA sur la portance, la traînée et le vol plané.
- NASA Glenn : FoilSim (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/foilsim/): Simulation d'aile gratuite.

Glossaire

Plafond absolu
Altitude où la vitesse ascensionnelle maximale est nulle.

Longueur de piste équilibrée
Longueur de piste pour laquelle s'arrêter et continuer après une panne moteur demandent la même distance.

Équation de Breguet
Distance franchissable ou autonomie à partir de l'efficacité du moteur, de L/D et du rapport des poids.

Altitude-densité
Altitude ISA ayant la même masse volumique que l'air réel.

Polaire de traînée
Relation entre les coefficients de traînée et de portance.

Vitesse équivalente
Vitesse vraie multipliée par $\sqrt{\sigma}$.

Finesse de plané
Distance horizontale par unité de hauteur perdue ; égale à L/D.

Traînée induite
Traînée due à la production de portance.

Facteur de charge
Portance divisée par le poids.

Vitesse de manœuvre
Vitesse à laquelle un braquage complet des gouvernes fait décrocher l'aile avant la charge limite.

Traînée parasite
Traînée qui n'est pas due à la portance.

Taux de montée
Vitesse verticale en montée.

Plafond pratique
Altitude où la vitesse ascensionnelle maximale vaut 0.5 m/s.

Puissance spécifique excédentaire
Excédent de puissance par unité de poids.

Consommation spécifique

Carburant consommé par unité de poussée ou de puissance et par unité de temps.

Vitesse de décrochage
Plus faible vitesse de vol stabilisé, à C_Lmax.

Atmosphère standard
Modèle de référence de la température, de la pression et de la masse volumique en fonction de l'altitude.

Carburant d'aviation durable
Carburéacteur produit à partir de biomasse et de déchets.

Diagramme V-n
Facteur de charge admissible en fonction de la vitesse.

Charge alaire
Poids divisé par la surface alaire.

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	Part de l'atmosphère et de l'équilibre des forces, choisit la bonne vitesse (V_md, V_mp, V_x, V_y, V_s), ne confond pas poids et masse, et explique quel levier de conception change la réponse.
3 · Compétent	Résout les exercices avec quelques erreurs d'unités occasionnelles.
2 · En progression	Suit les exemples résolus mais confond les vitesses de distance et d'autonomie ou oublie la masse volumique.
1 · Débutant	Remplace des nombres dans des formules sans schéma ; doit revoir l'unité.

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

- Mécanique des fluides ENGR 330
- Structures aérospatiales AERO 330
- Aérodynamique I AERO 310
- Tous les cours