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 dernière année en dynamique du vol et commande pour ingénieurs aérospatiaux. Il reprend les thèmes et le niveau de MIT 16.333 Aircraft Stability and Control, MIT 16.06 Principles of Automatic Control et MIT 16.30 Feedback Control Systems (gratuits sur MIT OpenCourseWare), et s'appuie sur le Beginner's Guide to Aeronautics gratuit de NASA Glenn, que nous citons quand il aide. Aucun de ces auteurs, établissements ou organismes ne cautionne cette page.
>
> Ce que nous ajoutons : chaque module est relié à un travail réel avec une source publique citée (les essais en vol du X-59 de la NASA, le système de pointage de Hubble et le giravion Dragonfly), chaque nombre de la page est recalculé par un script de vérification avant la mise en ligne, 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

Des véhicules stables et bien contrôlés suivent des trajectoires efficaces, et les mêmes idées de commande orientent les satellites d'observation de la Terre et les télescopes avec assez de précision pour mesurer notre planète et l'univers.

L'automatique rend aussi possibles des aéronefs nouveaux, plus silencieux et plus autonomes. 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 420).
- 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

- Dynamique : rotation des corps rigides, moments d'inertie et moment cinétique.
- Équations différentielles : EDO linéaires et transformée de Laplace.
- Algèbre linéaire : matrices et valeurs propres.
- Aérodynamique I et Performances des aéronefs : portance, traînée, moments et vol en virage.

Comment étudier

- Tracez les axes avion et le centre de gravité avant d'écrire toute équation de moment.
- Gardez les angles en radians dans les formules ; ne convertissez en degrés que pour la réponse.
- Distinguez la stabilité statique (la première tendance après une perturbation) de la stabilité dynamique (ce qui se passe au fil du temps).
- Placez les pôles dans le plan s pour chaque système rencontré.
- Vérifiez chaque réponse par le bon sens physique : les systèmes stables se stabilisent, les instables divergent.
- 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 PhET gratuites Balancing Act et Masses and Springs.
- Un tableur (n'importe quel tableur gratuit), ou Python.
- Les pages du Beginner's Guide to Aeronautics 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	Axes, rotations et moments	Axes, cg et moments ; TP A	NASA Glenn
2	Stabilité statique longitudinale	Stabilité statique longitudinale	MIT 16.333
3	Équilibrage et commande de profondeur	Équilibrage et profondeur ; TP B	NASA Glenn
4	Stabilité latérale-directionnelle et virages	Stabilité latérale-directionnelle et virages	MIT 16.333
5	Équations du mouvement et modes dynamiques	Équations du mouvement et linéarisation	MIT 16.333
6	Équations du mouvement et modes dynamiques	Modes dynamiques ; TP C	MIT 16.333
7	Transformées de Laplace et fonctions de transfert	Fonctions de transfert ; entraînement pour le partiel	MIT 16.06
8	Réponse temporelle du second ordre	Réponse du second ordre ; TP D	MIT 16.06
9	Rétroaction et commande PID	Rétroaction et PID	MIT 16.06
10	Rétroaction et commande PID	Conception de pilote automatique ; TP E	MIT 16.30
11	Analyse de stabilité : Routh, lieu des racines et marges	Routh, lieu des racines et marges	MIT 16.06
12	Détermination et contrôle d'attitude des engins spatiaux	Dynamique d'attitude et capteurs	MIT 16.30
13	Détermination et contrôle d'attitude des engins spatiaux	Roues de réaction et manœuvres de basculement ; TP F	NASA Hubble

Semaine	Unité	Thèmes	Lecture
14	Détermination et contrôle d’attitude des engins spatiaux	Autonomie et réponse aux pannes	NASA Dragonfly
15	Détermination et contrôle d’attitude des engins spatiaux	Révision ; entraînement à l’examen final	MIT 16.06

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

Axes, rotations et moments

Axes avion passant par le centre de gravité, roulis, tangage et lacet, gouvernes et moments qu'elles produisent, détermination du centre de gravité et angles d'Euler.

Objectifs d'apprentissage

À la fin de cette unité, vous saurez :

- Définir les axes de roulis, de tangage et de lacet.
- Localiser un centre de gravité à partir des masses des composants.
- Calculer le moment d'une force de commande.
- Associer chaque gouverne à son moment.

Notions clés

- En vol, un aéronef tourne autour de son centre de gravité (cg), la position moyenne de sa masse.
- Axes avion : roulis vers le nez, tangage vers le saumon de l'aile droite, lacet vers le dessous de l'aéronef.
- Les gouvernes créent des forces aérodynamiques à distance du cg, produisant des moments : la profondeur en tangage, la dérive en lacet, les ailerons en roulis.
- Le cg de plusieurs masses est x_cg = Σm_ix_i/Σm_i ; le déplacer modifie la stabilité et la commande.
- Les angles d'Euler (lacet ψ, tangage θ, roulis φ, appliqués dans cet ordre) décrivent l'attitude par rapport à la Terre.

Équations clés

$$x_{cg} = \frac{\sum m_i x_i}{\sum m_i}$$

```
x_cg=( m_ix_i)/( m_i)
```

Centre de gravité

$$M = Fd$$

```
M=Fd
```

Moment d'une force

$$L,\ M,\ N$$

Moments de roulis, de tangage et de lacet

$$\psi \to \theta \to \phi$$

Ordre des angles d’Euler

Exemples résolus pas à pas

Exemple 1.1 Une force d’empennage de 2000 N agit 6 m derrière le cg (valeurs d’exemple). Trouvez le moment de tangage.

1. M = 2000 × 6.

Réponse : 12,000 N·m.

Exemple 1.2 Des masses de 1000 kg à 2 m, 500 kg à 6 m et 300 kg à 10 m du nez (valeurs d’exemple). Trouvez le cg.

1. Σm = 1800 kg.
2. Σmx = 2000 + 3000 + 3000 = 8000 kg·m.

Réponse : x_cg = 4.44 m.

Exemple 1.3 Quelle gouverne fait rouler l’aéronef ?

1. Les ailerons braquent en sens opposés sur chaque aile.

Réponse : Les ailerons produisent un moment de roulis.

Exercices

Faites chacun d’abord sur papier, puis vérifiez.

1. Moment de 500 N à 4 m ?

   2000 N·m.

2. Quelle gouverne fait pivoter le nez latéralement ?

   La gouverne de direction.

3. Ajoutez 200 kg à 10 m à l’exemple. Nouveau cg ?

   10,000/2000 = 5.0 m.

4. Autour de quel point tourne un cerf-volant ?

   Son point de bride.

Idées reçues fréquentes

Idée reçue : Les aéronefs tournent autour de leur nez.

En réalité : Ils tournent autour du cg.

Idée reçue : La profondeur fait rouler l'aéronef.

En réalité : Elle le fait tanguer.

Idée reçue : L'ordre des angles d'Euler n'a pas d'importance.

En réalité : Les rotations ne commutent pas.

Cartes mémoire

cg

Position moyenne de la masse.

Roulis

Rotation autour de l'axe du nez.

Tangage

Nez vers le haut ou vers le bas.

Yaw

Nez d'un côté à l'autre.

Moment

Force × distance.

Angles d'Euler

ψ, θ, φ.

Quiz d'autocontrôle

1. Les aéronefs tournent autour…

du cg

du nez

de la queue

du saumon d'aile

du cg. NASA Glenn.

2. La gouverne de direction produit…

le lacet

le roulis

le tangage

uniquement de la portance

le lacet. Un moment de lacet.

3. cg de l’exemple…

4.44 m

6 m

2 m

10 m

4.44 m. 8000/1800.

4. L’axe de tangage pointe vers…

le saumon de l’aile droite

du nez

le bas

le haut

le saumon de l’aile droite. Définition.

Refaire ce quiz

Comment cela aide à sauver la planète

NASA Glenn explique que les gouvernes produisent des forces en leurs centres de poussée, à une certaine distance du cg, créant des couples autour des axes principaux : la profondeur en tangage, la direction en lacet et les ailerons en roulis. Le premier aéronef à démontrer un contrôle actif sur les trois axes fut le planeur des Wright de 1902.

Tout avion de ligne efficace moderne et tout avion d'observation de la Terre utilise encore ces trois moments, désormais souvent commandés par des calculateurs de commandes de vol.

Sur Saving Planets : Aérodynamique I · Dynamique

Sources : NASA Glenn Beginner's Guide: Aircraft rotations (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/aircraft-rotations/) · NASA Glenn Beginner's Guide: Center of gravity (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/center-of-gravity/)

Ressources d'apprentissage gratuites

- NASA Glenn Beginner's Guide: Aircraft rotations (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/aircraft-rotations/): Explication gratuite de la NASA.
- MIT OpenCourseWare 16.333 Aircraft Stability and Control (Fall 2004) (https://ocw.mit.edu/courses/16-333-aircraft-stability-and-control-fall-2004/): Cours gratuits du MIT.

- [ ] **J'ai terminé cette unité**

Stabilité statique longitudinale

Coefficient de moment de tangage, dérivée de stabilité C_mα, point neutre, marge statique, et comment la position du cg et la taille de l'empennage fixent la stabilité.

Objectifs d'apprentissage

À la fin de cette unité, vous saurez :

- Énoncer la condition de stabilité statique en tangage.
- Calculer la marge statique.
- Relier la marge statique à C_mα.
- Expliquer l'effet du déplacement du cg.

Notions clés

- La stabilité statique est la première tendance après une perturbation : un aéronef statiquement stable crée un moment qui le ramène.
- En tangage, il faut C_mα < 0 : plus d'incidence produit un moment piqueur.
- Le point neutre est la position du cg où C_mα = 0.
- Marge statique SM = (x_np − x_cg)/c̄ ; positive signifie stable. Approximativement C_mα = −C_Lα × SM.
- Reculer le cg réduit la stabilité et les efforts de commande ; trop en arrière, l'aéronef devient instable sauf si un calculateur le stabilise.

Équations clés

$$C_{m_\alpha} = \frac{\partial C_m}{\partial \alpha} < 0$$

`C_m_α=( C_m)/(α)<0`

Stabilité en tangage

$$SM = \frac{x_{np} - x_{cg}}{\bar{c}}$$

`SM=_np-x_cg c`

Marge statique

$$C_{m_\alpha} = -C_{L_\alpha} SM$$

`C_m_α=-C_L_αSM`

Dérivée de stabilité

$$M = \frac{1}{2}\rho V^2 S \bar{c} C_m$$

`M=12ρ V^2S cC_m`

Moment de tangage

Exemples résolus pas à pas

Exemple 2.1 Le point neutre est à 0.35c̄ et le cg à 0.25c̄ (valeurs d'exemple). Trouvez la marge statique.

1. SM = 0.35 − 0.25.

Réponse : SM = 0.10 (10%).

Exemple 2.2 Avec C_Lα = 5.5 par radian, trouvez C_mα.

1. C_mα = −5.5 × 0.10.

Réponse : C_mα = −0.55 par radian : stable.

Exemple 2.3 Placez le cg à 0.30c̄. Trouvez le nouveau C_mα.

1. SM = 0.05; −5.5 × 0.05.

Réponse : −0.275 par radian : deux fois moins raide.

Exercices

Faites chacun d'abord sur papier, puis vérifiez.

1. SM avec le cg à 0.35c̄ ?

   0 : stabilité neutre.

2. Signe de C_mα pour un cg à 0.40c̄ ?

   Positif : instable.

3. Un empennage plus grand déplace-t-il le point neutre vers l'avant ou vers l'arrière ?

   Vers l'arrière, ce qui augmente la marge statique.

4. Pourquoi voler avec de faibles marges ?

   Moins de traînée d'équilibrage et des commandes plus légères.

Idées reçues fréquentes

Idée reçue : La stabilité statique garantit la stabilité dynamique.

En réalité : Ce n'est que la première tendance.

Idée reçue : Un cg arrière est toujours plus sûr.

En réalité : Il réduit la stabilité.

Idée reçue : $C_{m\alpha}$ doit être positif.

En réalité : Négatif est stable.

Cartes mémoire

Stabilité statique

Première tendance à revenir.

$C_{m\alpha}$

Raideur en tangage.

Point neutre

cg où $C_{m\alpha} = 0$.

Marge statique

$(x_{np} - x_{cg})/\bar{c}$.

Corde moyenne $\bar{c}$

Longueur de référence.

Stabilité relâchée

Marge faible ou négative avec l'aide d'un calculateur.

Quiz d'autocontrôle

1. Stable en tangage si $C_{m\alpha}$...

< 0

> 0

$= 1$

$= 0$

< 0. Rappel.

2. Exemple de SM…

0.10

0.35

0.25

0.60

0.10. 0.35 − 0.25.

3. Point neutre : C_mα = …

0

1

−1

∞

0. Définition.

4. Reculer le cg…

réduit la SM

augmente la SM

aucun changement

ajoute de la portance

réduit la SM. La marge diminue.

Refaire ce quiz

Comment cela aide à sauver la planète

La NASA indique qu'après 25 vols, les caractéristiques de vol réelles du X-59 correspondent étroitement aux simulations, y compris ses qualités de vol et sa marge de stabilité, que la NASA décrit comme la proximité de l'aéronef avec l'instabilité dans certaines conditions.

Le X-59 est profilé pour transformer un bang supersonique bruyant en un léger bruit sourd, et confirmer sa marge de stabilité en vol fait partie de la démonstration qu'un vol supersonique plus silencieux est réaliste.

Sur Saving Planets : Aérodynamique I · Performances des avions

Sources : NASA: X-59 aircraft builds momentum through 25th flight (Sept. 4, 2026) (https://www.nasa.gov/blogs/questt/2026/09/04/nasas-x-59-aircraft-builds-momentum-through-25th-flight/)

Ressources d'apprentissage gratuites

- MIT OpenCourseWare 16.333 Aircraft Stability and Control (Fall 2004) (https://ocw.mit.edu/courses/16-333-aircraft-stability-and-control-fall-2004/): Cours gratuits du MIT.
- NASA Glenn Beginner's Guide: Center of gravity (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/center-of-gravity/): Explication gratuite de la NASA.

- [ ] **J'ai terminé cette unité**

Équilibrage et commande de profondeur

L’équilibrage comme moment de tangage net nul, l’efficacité de la profondeur, le braquage de profondeur d’équilibrage, la déportance de l’empennage et la traînée d’équilibrage, et la stabilité manche bloqué ou manche libre.

Objectifs d’apprentissage

À la fin de cette unité, vous saurez :

- Écrire la condition d’équilibrage.
- Résoudre le braquage de profondeur d’équilibrage.
- Expliquer pourquoi les empennages poussent souvent vers le bas.
- Décrire la traînée d’équilibrage.

Notions clés

- L’équilibrage signifie un moment de tangage net nul : C_m = C_m0 + C_mα α + C_mδe δ_e = 0.
- L’efficacité de la profondeur C_mδe est négative pour une gouverne arrière : bord de fuite vers le bas donne un moment piqueur.
- La portance de la profondeur agit à une certaine distance du cg ; elle crée donc un couple et l’aéronef tourne autour de son cg.
- Les empennages modernes portent souvent une portance négative pour garder le nez haut, que l’aile doit compenser par une portance supplémentaire.
- Cette portance supplémentaire coûte de la traînée induite, appelée traînée d’équilibrage ; une marge statique plus faible la réduit.

Équations clés

$$C_m = C_{m_0} + C_{m_\alpha}\alpha + C_{m_{\delta_e}}\delta_e = 0$$

C_m=C_m_0+C_m_αα+C_m__e_e=0

Condition d’équilibrage

$$\delta_e = -\frac{C_{m_0} + C_{m_\alpha}\alpha}{C_{m_{\delta_e}}}$$

_e=-_m_0+C_m_ααC_m__e

Profondeur d’équilibrage

$$C_L = C_{L_\alpha}\alpha$$

C_L=C_L_αα

Pente de portance

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

L=12ρ V^2SC_L

Portance

Exemples résolus pas à pas

Exemple 3.1 C_m0 = 0.05, C_mα = −0.55, C_mδe = −1.2 par radian (valeurs d'exemple). Trouvez δ_e pour équilibrer à α = 0.05 rad.

1. 0.05 − 0.0275 − 1.2δ_e = 0.
2. δ_e = 0.0225/1.2.

Réponse : δ_e = 0.01875 rad = 1.07°.

Exemple 3.2 Quelle incidence équilibre avec une profondeur nulle ?

1. α = 0.05/0.55.

Réponse : α = 0.0909 rad = 5.21°.

Exemple 3.3 Trouvez C_L à cet équilibre avec C_Lα = 5.5.

1. 5.5 × 0.0909.

Réponse : C_L = 0.50.

Exercices

Faites chacun d'abord sur papier, puis vérifiez.

1. δ_e pour équilibrer à α = 0.1 rad ?

   −0.00417 rad (−0.24°).

2. Convention de signe pour δ_e ?

   Bord de fuite vers le bas positif.

3. Pourquoi la déportance de l’empennage coûte-t-elle du carburant ?

   L’aile produit plus de portance, ce qui ajoute de la traînée induite.

4. Où se trouvait la profondeur du Wright Flyer ?

   À l’avant.

Idées reçues fréquentes

Idée reçue : Équilibrage signifie vol en palier.
En réalité : Cela signifie un moment net nul dans toute condition stationnaire.

Idée reçue : Les empennages portent toujours vers le haut.
En réalité : Beaucoup poussent vers le bas.

Idée reçue : La profondeur ne change que l’assiette.
En réalité : Elle fixe l’incidence et la vitesse équilibrées.

Cartes mémoire

Équilibrage (trim)

Moment net nul.

$C_{m\delta e}$

Efficacité de la profondeur.

Gouverne de profondeur

Gouverne de tangage.

Déportance de l’empennage

Portance négative de l’empennage.

Traînée d’équilibrage

Traînée due à l’équilibrage.

Canard

Surface de profondeur avant.

Quiz d’autocontrôle

1. Équilibrage : C_m = ...

0

1

C_L

C_mα

0. Pas de moment net.

2. δ_e de l’exemple…

1.07°

10°

0°

−5°

1.07°. Résolu.

3. La traînée d’équilibrage vient…

de la portance supplémentaire de l’aile

du frottement seul

des moteurs

du train

de la portance supplémentaire de l’aile. Induite.

4. C_mδe pour un empennage est…

négatif

positif

zéro

infinie

négatif. Piqueur.

Refaire ce quiz

Comment cela aide à sauver la planète

NASA Glenn explique que le stabilisateur horizontal des aéronefs modernes est généralement calé à un angle négatif, créant une force vers le bas qui maintient la queue basse et l'avion équilibré, et que cette force négative doit être compensée par une portance plus grande de l'aile.

Chaque surplus de portance ajoute de la traînée et de la consommation de carburant ; un équilibrage soigné et une bonne gestion du cg sont donc des moyens modestes mais réels de réduire les émissions de l'aviation.

Sur Saving Planets : Performances des avions · Solutions

Sources : NASA Glenn Beginner's Guide: Aircraft elevator interactive (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/aircraft-elevator-interactive/)

Ressources d'apprentissage gratuites

- NASA Glenn Beginner's Guide: Aircraft elevator interactive (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/aircraft-elevator-interactive/): Animation interactive gratuite de la NASA.
- MIT OpenCourseWare 16.333 Aircraft Stability and Control (Fall 2004) (https://ocw.mit.edu/courses/16-333-aircraft-stability-and-control-fall-2004/): Cours gratuits du MIT.

☐ **J'ai terminé cette unité**

Stabilité latérale-directionnelle et virages

Stabilité de girouette (directionnelle), effet dièdre, commande de roulis par ailerons, amortissement en roulis et mode de roulis, lacet inverse et virage coordonné.

Objectifs d’apprentissage

À la fin de cette unité, vous saurez :

- Énoncer les conditions de stabilité directionnelle et en roulis.
- Calculer la constante de temps du mode de roulis et le taux de roulis établi.
- Trouver l’inclinaison et le facteur de charge d’un virage coordonné.
- Expliquer le lacet inverse.

Notions clés

- La stabilité directionnelle (de girouette) exige C_nβ > 0 : un dérapage ramène le nez dans le vent.
- L’effet dièdre exige C_lβ < 0 : un dérapage fait rouler l’aéronef à l’opposé du dérapage.
- Les ailerons braquent en sens opposés pour créer un moment de roulis ; l’amortissement en roulis L_p s’oppose au taux de roulis, ce qui donne le mode de roulis avec τ = 1/|L_p|.
- L’aileron baissé crée plus de portance et de traînée, faisant partir le nez à l’opposé du virage (lacet inverse) ; la gouverne de direction le corrige.
- Dans un virage coordonné en palier tan φ = V²/(gR) et le facteur de charge n = 1/cos φ.

Équations clés

$$C_{n_\beta} > 0,\ C_{l_\beta} < 0$$

Stabilité latérale-directionnelle

$$p_{ss} = -\frac{L_{\delta_a}}{L_p}\delta_a$$

```
p_ss=-__aL_p_a
```

Taux de roulis établi

$$\tan\phi = \frac{V^2}{gR}$$

```
=(V^2)/(gR)
```

Virage coordonné

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

Facteur de charge

Exemples résolus pas à pas

Exemple 4.1 Un virage à 100 m/s de rayon 2000 m (valeurs d'exemple). Trouvez l'inclinaison.

1. tan φ = 100²/(9.80665 × 2000) = 0.510.

Réponse : φ = 27.0°.

Exemple 4.2 Trouvez le facteur de charge.

1. n = 1/cos 27.0°.

Réponse : n = 1.122.

Exemple 4.3 L_δa = 2.0 s⁻², L_p = −4.0 s⁻¹ (valeurs d'exemple), δ_a = 0.1 rad. Trouvez τ et le taux de roulis établi.

1. τ = 1/4.
2. p = 2.0 × 0.1/4.0.

Réponse : τ = 0.25 s ; p = 0.05 rad/s.

Exercices

Faites chacun d'abord sur papier, puis vérifiez.

1. Facteur de charge à 60° d'inclinaison ?

   2.0.

2. Rayon à 100 m/s et 45° d'inclinaison ?

   1020 m.

3. Que fait le dièdre ?

   Il remet l'aéronef à plat après un dérapage.

4. Pourquoi utiliser la direction en virage ?

   Pour annuler le lacet inverse.

Idées reçues fréquentes

Idée reçue : Les ailerons seuls font un virage propre.

En réalité : Le lacet inverse exige la direction.

Idée reçue : L'inclinaison est indépendante de la vitesse.

En réalité : Elle croît avec V^2 à rayon fixé.

Idée reçue : $C_{n\beta}$ doit être négatif.

En réalité : Positif est stable.

Cartes mémoire

Dérapage β

Angle du vent latéral.

$C_{n\beta}$

Stabilité directionnelle.

$C_{l\beta}$

Effet dièdre.

Amortissement en roulis

L_p.

Lacet inverse

Lacet opposé au roulis.

Facteur de charge

Portance/poids.

Quiz d'autocontrôle

1. Stable en girouette si...

$C_{n\beta} > 0$

$C_{n\beta} < 0$

$C_{l\beta} > 0$

$L_p > 0$

C_nβ > 0. Lacet de rappel.

2. Inclinaison de l’exemple…

27.0°

45°

10°

60°

27.0°. $\tan^{-1}$ 0.51.

3. n à 60° d’inclinaison…

2

1

1.5

3

2. 1/cos.

4. τ du mode de roulis…

1/|L_p|

L_p

L_δa

2π

1/|L_p|. Premier ordre.

Refaire ce quiz

Comment cela aide à sauver la planète

Le guide de NASA Glenn explique que les ailerons fonctionnent généralement en opposition, l'un vers le haut et l'autre vers le bas, pour modifier la portance de chaque aile, et que les avions virent grâce à l'inclinaison créée par les ailerons, et non grâce à la gouverne de direction : l'inclinaison incline la portance de l'aile et courbe la trajectoire.

L'équation de virage de ce module traduit cette idée en chiffres. Des virages coordonnés et efficaces limitent la traînée supplémentaire, et donc la surconsommation de carburant.

Sur Saving Planets : Performances des avions · Aérodynamique I

Sources : NASA Glenn Beginner's Guide: Ailerons (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/ailerons/) · NASA Glenn Beginner's Guide: Aircraft rotations (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/aircraft-rotations/)

Ressources d'apprentissage gratuites

- NASA Glenn Beginner's Guide: Ailerons (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/ailerons/): Explication gratuite de la NASA.
- MIT OpenCourseWare 16.333 Aircraft Stability and Control (Fall 2004) (https://ocw.mit.edu/courses/16-333-aircraft-stability-and-control-fall-2004/): Cours gratuits du MIT.

- [ ] **J'ai terminé cette unité**

Équations du mouvement et modes dynamiques

Équations à six degrés de liberté, linéarisation en petites perturbations, représentation d’état, valeurs propres, et les modes d’oscillation d’incidence, phugoïde, de roulis, spiral et de roulis hollandais.

Objectifs d’apprentissage

À la fin de cette unité, vous saurez :

- Linéariser les équations autour de l’équilibre.
- Écrire la représentation d’état.
- Trouver la pulsation propre et l’amortissement à partir d’une équation caractéristique.
- Estimer la période phugoïde.

Notions clés

- Les lois de Newton en axes avion donnent six équations non linéaires couplées ; pour de petites perturbations autour de l’équilibre elles deviennent linéaires.
- Représentation d’état ẋ = Ax + Bu ; les valeurs propres de A sont les modes.
- Modes longitudinaux : une oscillation d’incidence rapide et bien amortie (tangage) et une phugoïde lente et peu amortie (échange vitesse–altitude).
- Modes latéraux : un mode de roulis rapide, un mode spiral lent et le roulis hollandais oscillant.
- Un mode du second ordre s² + 2ζω_n s + ω_n² a une pulsation propre ω_n et un taux d’amortissement ζ. L’approximation de la phugoïde est ω_n ≈ √2 g/V.

Équations clés

$$\dot{x} = Ax + Bu$$

`x=Ax+Bu`

Représentation d’état

$$\det(sI - A) = 0$$

`(sI-A)=0`

Équation caractéristique

$$s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2 = 0$$

`s^2+2ω_ns+ω_n^2=0`

Mode du second ordre

$$\omega_{ph} \approx \frac{\sqrt{2}g}{V}$$

Approximation de la phugoïde

Exemples résolus pas à pas

Exemple 5.1 Une oscillation d'incidence a $s^2 + 2.8s + 16 = 0$ (valeurs d'exemple). Trouvez ω_n et ζ.

1. $\omega_n = \sqrt{16}$.
2. $\zeta = 2.8/(2 \times 4)$.

Réponse : $\omega_n = 4$ rad/s ; $\zeta = 0.35$.

Exemple 5.2 Estimez la pulsation et la période de la phugoïde à 100 m/s.

1. $\omega = 1.4142 \times 9.80665/100$.
2. $T = 2\pi/\omega$.

Réponse : $\omega = 0.1387$ rad/s ; $T = 45.3$ s.

Exemple 5.3 Trouvez la pulsation amortie de l'oscillation d'incidence.

1. $\omega_d = 4\sqrt{(1 - 0.35^2)}$.

Réponse : $\omega_d = 3.75$ rad/s.

Exercices

Faites chacun d'abord sur papier, puis vérifiez.

1. Période phugoïde à 200 m/s ?

   90.6 s.

2. ζ pour $s^2 + 4s + 16$?

   0.5.

3. Quel mode échange vitesse contre altitude ?

   La phugoïde.

4. Quel mode latéral oscille ?

   Le roulis hollandais.

Idées reçues fréquentes

Idée reçue : Les modèles linéaires valent dans toute condition.

En réalité : Seulement près du point d’équilibre.

Idée reçue : Tous les modes oscillent.

En réalité : Le roulis et la spirale ne sont pas oscillatoires.

Idée reçue : La phugoïde est rapide.

En réalité : Elle dure des dizaines de secondes.

Cartes mémoire

Oscillation d’incidence

Mode de tangage rapide.

Phugoïde

Mode lent vitesse–altitude.

Roulis hollandais

Oscillation lacet–roulis.

Mode spiral

Divergence ou convergence lente de l’inclinaison.

ω_n

Pulsation propre.

ζ

Taux d’amortissement.

Quiz d’autocontrôle

1. ζ de l’exemple…

0.35

0.7

4

2.8

0.35. 2.8/8.

2. Période phugoïde à 100 m/s…

45.3 s

4.5 s

453 s

1 s

45.3 s. Approx.

3. Les modes sont…

les valeurs propres de A

des éléments de B

des entrées

des gains

les valeurs propres de A. Représentation d’état.

4. L’oscillation d’incidence est…

un tangage rapide

une vitesse lente

le roulis

le lacet

un tangage rapide. Définition.

Refaire ce quiz

Comment cela aide à sauver la planète

La NASA indique que l’équipe du X-59 utilise un jumeau numérique en temps réel qui compare les données de vol aux prédictions simulées, et que l’aéronef n’a montré aucun phénomène inattendu comme une instabilité ou des vibrations excessives sous l’effet des forces aérodynamiques.

La NASA rapporte que le X-59 a atteint sa croisière cible de Mach 1.4 (924 mph) à 55000 pieds assez tôt dans les essais. Les modèles construits à partir des équations linéaires de ce module sont la référence de comparaison d’un jumeau numérique.

Sur Saving Planets : Équations différentielles · Algèbre linéaire

Sources : NASA: X-59 aircraft builds momentum through 25th flight (Sept. 4, 2026) (https://www.nasa.gov/blogs/questt/2026/09/04/nasas-x-59-aircraft-builds-momentum-through-25th-flight/)

Ressources d’apprentissage gratuites

- MIT OpenCourseWare 16.333 Aircraft Stability and Control (Fall 2004) (https://ocw.mit.edu/courses/16-333-aircraft-stability-and-control-fall-2004/): Cours gratuits du MIT.
- MIT OpenCourseWare 16.30 Feedback Control Systems (Fall 2010) (https://ocw.mit.edu/courses/16-30-feedback-control-systems-fall-2010/): Cours gratuit du MIT.

☐ **J’ai terminé cette unité**

Transformées de Laplace et fonctions de transfert

Fonctions de transfert, pôles et zéros, schémas-blocs, systèmes du premier ordre, constantes de temps, gain statique et théorème de la valeur finale.

Objectifs d’apprentissage

À la fin de cette unité, vous saurez :

- Écrire une fonction de transfert à partir d’une EDO.
- Trouver les pôles, le gain statique et la constante de temps.
- Utiliser le théorème de la valeur finale.
- Réduire des schémas-blocs simples.

Notions clés

- Avec des conditions initiales nulles, la transformée de Laplace transforme une EDO linéaire en algèbre : Y(s) = G(s)U(s).
- Les pôles (racines du dénominateur) fixent la réponse libre ; les pôles du demi-plan gauche s’amortissent, ceux du demi-plan droit croissent.
- Un système du premier ordre K/(τs + 1) atteint 63.2% de sa valeur finale à t = τ et environ 98% à 4τ.
- Le théorème de la valeur finale : y(∞) = lim s→0 de sY(s), si le système est stable. Pour un échelon unité, y(∞) = G(0).
- Les blocs en série se multiplient ; une boucle de rétroaction négative donne G/(1 + GH).

Équations clés

$$G(s) = \frac{Y(s)}{U(s)}$$

```
G(s)=(Y(s))/(U(s))
```

Fonction de transfert

$$y(t) = K(1 - e^{-t/\tau})$$

```
y(t)=K(1-e^-t/τ)
```

Réponse indicielle du premier ordre

$$y(\infty) = \lim_{s \to 0} sY(s)$$

```
y(∞)=_s0sY(s)
```

Théorème de la valeur finale

$$T = \frac{G}{1 + GH}$$

`T=(G)/(1+GH)`

Boucle fermée

Exemples résolus pas à pas

Exemple 6.1 Trouvez le pôle, la constante de temps et le gain statique de G(s) = 5/(s + 2).

1. Pôle en s = −2.
2. τ = 1/2.
3. G(0) = 5/2.

Réponse : Pôle −2 ; τ = 0.5 s ; gain 2.5.

Exemple 6.2 Trouvez sa réponse à un échelon unité à t = 0.5 s et 1 s.

1. y = 2.5(1 − e^(−2t)).

Réponse : y(0.5) = 1.580; y(1) = 2.162.

Exemple 6.3 Fermez une boucle à retour unitaire autour de G. Trouvez le gain statique en boucle fermée.

1. T = 5/(s + 7).

Réponse : T(0) = 0.714.

Exercices

Faites chacun d’abord sur papier, puis vérifiez.

1. Temps de réponse à 2% de G ?

   Environ 4τ = 2 s.

2. Fraction atteinte à t = τ ?

   63.2%.

3. Un pôle en +1 est-il stable ?

   Non ; il croît comme e^t.

4. Deux blocs 2 et 3/(s+1) en série ?

   6/(s+1).

Idées reçues fréquentes

Idée reçue : Le théorème de la valeur finale s'applique toujours.
En réalité : Seulement aux systèmes stables.

Idée reçue : Les zéros fixent la stabilité.
En réalité : Ce sont les pôles.

Idée reçue : τ est le temps de réponse.
En réalité : Le temps de réponse est d'environ 4τ.

Cartes mémoire

Fonction de transfert

Sortie/entrée en s.

Pôle

Racine du dénominateur.

Zéro

Racine du numérateur.

Constante de temps

τ.

Gain statique

G(0).

Théorème de la valeur finale

lim sY(s).

Quiz d'autocontrôle

1. G(0) pour 5/(s+2)...

2.5

5

2

0.4

2.5. Gain statique.

2. At t = τ...

63.2%

50%

100%

98%

63.2%. $1 - e^{-1}$.

3. Les pôles stables se trouvent...

dans le demi-plan gauche

dans le demi-plan droit

uniquement sur l'axe réel

à l'infini

dans le demi-plan gauche. Décroissance.

4. Boucle fermée...

G/(1+GH)

GH

G − H

1/G

G/(1+GH). Rétroaction.

Refaire ce quiz

Comment cela aide à sauver la planète

La NASA explique que les gyroscopes de Hubble mesurent les vitesses de basculement du télescope et font partie du système qui détermine et contrôle la direction de pointage du télescope.

Des capteurs comme ceux-ci sont les blocs de mesure des schémas de ce module : un régulateur ne peut être meilleur que les vitesses et les angles qu'il mesure.

Sur Saving Planets : Équations différentielles · Observation de la Terre

Sources : NASA Science: NASA to change how it points Hubble Space Telescope (June 4, 2024) (https://science.nasa.gov/missions/hubble/nasa-to-change-how-it-points-hubble-space-telescope/)

Ressources d'apprentissage gratuites

- MIT OpenCourseWare 16.06 Principles of Automatic Control (Fall 2012) (https://ocw.mit.edu/courses/16-06-principles-of-automatic-control-fall-2012/): Cours gratuits du MIT.
- MIT OpenCourseWare 16.30 Feedback Control Systems (Fall 2010) (https://ocw.mit.edu/courses/16-30-feedback-control-systems-fall-2010/): Cours gratuit du MIT.

Regarder le cours magistral

Lecture 6 laplace transform (https://ocw.mit.edu/courses/6-003-signals-and-systems-fall-2011/resources/lecture-6-laplace-transform/) (en anglais)

MIT 6.003 Signals and Systems (Fall 2011), 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**

Réponse temporelle du second ordre

Réponse indicielle sous-amortie, dépassement, temps de pic, temps de réponse, taux d'amortissement et pulsation propre, et objectifs de qualités de vol.

Objectifs d'apprentissage

À la fin de cette unité, vous saurez :

- Calculer le dépassement en pourcentage à partir de ζ.
- Calculer les temps de pic et de réponse.
- Lire ζ et ω_n à partir de la position des pôles.
- Choisir l'amortissement pour une bonne réponse.

Notions clés

- Des pôles en −ζω_n ± jω_n√(1 − ζ²) pour 0 < ζ < 1 donnent une réponse oscillante qui s'amortit.
- Le dépassement en pourcentage ne dépend que de ζ : M_p = exp(−ζπ/√(1 − ζ²)).
- Temps de pic t_p = π/ω_d, avec ω_d = ω_n√(1 − ζ²).
- Le temps de réponse (2%) vaut environ t_s = 4/(ζω_n), fixé par la partie réelle des pôles.
- Un amortissement proche de 0.7 donne un faible dépassement (environ 4.6%) avec une montée rapide ; les pilotes n'aiment ni les réponses molles ni les réponses oscillantes.

Équations clés

$$M_p = e^{-\zeta\pi/\sqrt{1-\zeta^2}}$$

`M_p=e^-π/1-^2`

Dépassement

$$t_p = \frac{\pi}{\omega_n\sqrt{1-\zeta^2}}$$

`t_p=πω_n1-^2`

Temps de pic

$$t_s \approx \frac{4}{\zeta\omega_n}$$

Temps de réponse

$$s = -\zeta\omega_n \pm j\omega_n\sqrt{1-\zeta^2}$$

s=-ω_n jω_n1-^2

Pôles

Exemples résolus pas à pas

Exemple 7.1 Pour l'oscillation d'incidence du module 5 (ω_n = 4, ζ = 0.35), trouvez le dépassement.

1. M_p = exp(−0.35π/√(1 − 0.1225)).

Réponse : 30.9%.

Exemple 7.2 Trouvez ses temps de pic et de réponse.

1. t_p = π/3.747.
2. t_s = 4/(0.35 × 4).

Réponse : t_p = 0.838 s; t_s = 2.86 s.

Exemple 7.3 Trouvez le dépassement pour ζ = 0.7.

1. exp(−0.7π/√0.51).

Réponse : 4.6%.

Exercices

Faites chacun d'abord sur papier, puis vérifiez.

1. Dépassement à ζ = 0.25 ?

   44.4%.

2. Pôles pour ω_n = 4, ζ = 0.35 ?

   −1.4 ± 3.75j.

3. Dépassement à ζ = 1 ?

   Aucun (amortissement critique).

4. Qu'est-ce qui fixe le temps de réponse ?

   La partie réelle ζω_n.

Idées reçues fréquentes

Idée reçue : Plus d’amortissement est toujours mieux.

En réalité : Trop rend la réponse molle.

Idée reçue : Le dépassement dépend de ω_n.

En réalité : Seulement de ζ.

Idée reçue : Le temps de pic utilise ω_n.

En réalité : Il utilise ω_d.

Cartes mémoire

Dépassement

Pic au-dessus de la valeur finale.

Temps de pic

π/ω_d.

Temps de réponse

≈4/(ζω_n).

ω_d

Pulsation amortie.

Amortissement critique

ζ = 1.

Qualités de vol

Facilité avec laquelle les pilotes pilotent un véhicule.

Quiz d’autocontrôle

1. M_p à ζ = 0.35…

30.9%

4.6%

50%

0%

30.9%. Formule.

2. $t_s \approx \ldots$

$4/(\zeta\omega_n)$

π/ω_n

ζ/ω_n

$1/\omega_n$

$4/(\zeta\omega_n)$. Règle des 2%.

3. Dépassement pour $\zeta = 0.7$...

4.6%

30%

0%

70%

4.6%. Formule.

4. Le dépassement dépend...

de ζ seul

de ω_n seul

du gain

de l'entrée

de ζ seul. Formule.

Refaire ce quiz

Comment cela aide à sauver la planète

La NASA rapporte qu'entre les vols d'essai du X-59, les ingénieurs ont apporté de petits ajustements au logiciel de commande de l'aéronef, et que ses qualités de vol, ou sa pilotabilité, correspondaient

étroitement aux simulations.

Régler la rapidité de réponse et l'amortissement, les grandeurs de ce module, est la manière dont le logiciel de commande transforme une forme supersonique silencieuse radicale en un aéronef que les pilotes décrivent comme « passionnant mais sans histoire ».

Sur Saving Planets : Équations différentielles · Performances des avions

Sources : NASA: X-59 aircraft builds momentum through 25th flight (Sept. 4, 2026) (https://www.nasa.gov/blogs/questt/2026/09/04/nasas-x-59-aircraft-builds-momentum-through-25th-flight/)

Ressources d'apprentissage gratuites

- MIT OpenCourseWare 16.06 Principles of Automatic Control (Fall 2012) (https://ocw.mit.edu/courses/16-06-principles-of-automatic-control-fall-2012/): Cours gratuits du MIT.
- PhET : Masses and Springs (https://phet.colorado.edu/en/simulations/masses-and-springs): Oscillation amortie.

Regarder le cours magistral

Lecture 11 continuous time ct frequency response and bode plot (https://ocw.mit.edu/courses/6-003-signals-and-systems-fall-2011/resources/lecture-11-continuous-time-ct-frequency-response-and-bode-plot/) (en anglais)

MIT 6.003 Signals and Systems (Fall 2011), 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**

Rétroaction et commande PID

Pourquoi la rétroaction, actions proportionnelle, intégrale et dérivée, erreur statique et classe du système, choix du gain pour l'amortissement, et un exemple de pilote automatique d'assiette.

Objectifs d'apprentissage

À la fin de cette unité, vous saurez :

- Fermer une boucle et trouver l'équation caractéristique.
- Choisir un gain pour un amortissement cible.
- Calculer l'erreur statique.
- Expliquer ce qu'apportent les termes D et I.

Notions clés

- La rétroaction compare la sortie mesurée à la consigne et agit sur l'erreur, réduisant la sensibilité aux perturbations et aux erreurs de modèle.
- Le gain proportionnel accélère la réponse mais peut réduire l'amortissement ; l'action dérivée ajoute de l'amortissement ; l'action intégrale supprime l'erreur statique.
- Pour un procédé 1/(s(s + 2)) avec un gain K, la boucle fermée est s² + 2s + K = 0, donc ω_n = √K et ζ = 1/√K.
- La classe du système (intégrateurs dans la boucle) fixe l'erreur statique : une boucle de classe 1 a une erreur nulle en échelon et une erreur en rampe a/K pour ce procédé.
- PID: u = K_p e + K_i∫e dt + K_d de/dt.

Équations clés

$$u = K_p e + K_i \int e\,dt + K_d \dot{e}$$

`u=K_pe+K_i e dt+K_d e`

Loi PID

$$1 + KG(s) = 0$$

`1+KG(s)=0`

Équation caractéristique en boucle fermée

$$s^2 + (2 + K_d)s + K_p = 0$$

`s^2+(2+K_d)s+K_p=0`

PD sur 1/(s(s+2))

$$e_{ss,ramp} = \frac{2}{K}$$

`e_ss,ramp=2/K`

Erreur en rampe (ce procédé)

Exemples résolus pas à pas

Exemple 8.1 Avec K = 16 sur 1/(s(s + 2)), trouvez ω_n et ζ.

1. $s^2 + 2s + 16$.
2. ω_n = 4; ζ = 2/8.

Réponse : ω_n = 4 rad/s ; ζ = 0.25 (dépassement de 44%).

Exemple 8.2 Quel K donne ζ = 0.7 ?

1. 2ζω_n = 2 ⇒ ω_n = 1/0.7 = 1.429.
2. K = ω_n^2.

Réponse : K = 2.04 (réponse plus lente).

Exemple 8.3 Gardez K_p = 16 et ajoutez un gain dérivé pour ζ = 0.7.

1. 2 + K_d = 2 × 0.7 × 4.

Réponse : K_d = 3.6 : rapide et bien amorti.

Exercices

Faites chacun d'abord sur papier, puis vérifiez.

1. Erreur en rampe avec K = 16 ?

   0.125.

2. Erreur en échelon de cette boucle de classe 1 ?

   Zéro.

3. Que corrige l’action intégrale ?

   L’erreur statique.

4. Risque d’un gain dérivé trop élevé ?

   L’amplification du bruit.

Idées reçues fréquentes

Idée reçue : Un gain plus élevé aide toujours.
En réalité : Il peut réduire l’amortissement et les marges.

Idée reçue : La dérivée supprime l’erreur.
En réalité : C’est l’intégrale.

Idée reçue : La rétroaction exige un modèle parfait.
En réalité : Elle tolère les erreurs de modèle.

Cartes mémoire

Rétroaction

Agir sur l’erreur mesurée.

K_p

Gain proportionnel.

K_i

Gain intégral.

K_d

Gain dérivé.

Classe du système

Nombre d’intégrateurs dans la boucle.

Erreur statique

Erreur après les transitoires.

Quiz d’autocontrôle

1. ζ avec K = 16…

0.25

0.7

4

1

0.25. 1/√K.

2. L’action intégrale…

supprime l’erreur statique

ajoute de l’amortissement

ajoute seulement du bruit

rien

supprime l’erreur statique. PID.

3. K_d pour ζ = 0.7 à K_p = 16…

3.6

16

0.7

2

3.6. Résolu.

4. Erreur en rampe K = 16…

0.125

0

1

2

0.125. 2/K.

Refaire ce quiz

Comment cela aide à sauver la planète

La NASA rapporte que Dragonfly a récemment achevé son « premier vol » simulé le plus complet sur une avionique représentative du vol au Johns Hopkins APL, avec un logiciel de vol utilisant des données simulées de caméra de navigation, de centrale inertielle et de lidar ; le giravion doit arriver sur Titan, la lune de Saturne, en 2034.

Le responsable mobilité de la NASA note que tout ce que fait Dragonfly sur Titan doit se faire de manière autonome, sans aide en temps réel depuis la Terre. Une rétroaction en boucle fermée comme celle de ce module est ce qui le rend possible.

Sur Saving Planets : Solutions · Mécanique orbitale

Sources : NASA Science: Dragonfly completes first simulated flight (Oct. 23, 2026) (https://science.nasa.gov/blogs/dragonfly/2026/10/23/nasas-dragonfly-completes-first-simulated-flight/)

Ressources d’apprentissage gratuites

- MIT OpenCourseWare 16.06 Principles of Automatic Control (Fall 2012) (https://ocw.mit.edu/courses/16-06-principles-of-automatic-control-fall-2012/): Cours gratuits du MIT.
- MIT OpenCourseWare 16.30 Feedback Control Systems (Fall 2010) (https://ocw.mit.edu/courses/16-30-feedback-control-systems-fall-2010/): Cours gratuit du MIT.

Regarder le cours magistral

Lecture 10 feedback and control (https://ocw.mit.edu/courses/6-003-signals-and-systems-fall-2011/resources/lecture-10-feedback-and-control/) (en anglais)

MIT 6.003 Signals and Systems (Fall 2011), 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**

Analyse de stabilité : Routh, lieu des racines et marges

Le critère de Routh–Hurwitz, le tracé du lieu des racines, la réponse fréquentielle et les diagrammes de Bode, les marges de gain et de phase, et le lien entre marge de phase et amortissement.

Objectifs d'apprentissage

À la fin de cette unité, vous saurez :

- Appliquer le critère de Routh pour trouver une limite de gain.
- Esquisser le déplacement des pôles avec le gain.
- Calculer une marge de phase.
- Relier la marge de phase à l'amortissement.

Notions clés

- Routh–Hurwitz détermine combien de pôles sont dans le demi-plan droit sans résoudre le polynôme.
- Le lieu des racines montre les trajectoires des pôles en boucle fermée quand le gain croît de 0 à ∞.
- Les diagrammes de Bode montrent le gain et la phase de boucle en fonction de la fréquence ; les marges de gain et de phase mesurent la distance à l'instabilité.
- Marge de phase PM = 180° + ∠G(jω_c) à la pulsation de coupure où |G| = 1.
- Une règle empirique pour les boucles du second ordre : ζ ≈ PM/100 (PM en degrés).

Équations clés

$$s^3 + 6s^2 + 11s + (6 + K) = 0$$

```
s^3+6s^2+11s+(6+K)=0
```

Exemple d'équation caractéristique

$$66 > 6 + K$$

Condition de Routh

$$PM = 180^\circ + \angle G(j\omega_c)$$

```
PM=180^+ G(jω_c)
```

Marge de phase

$$\zeta \approx PM/100$$

Exemples résolus pas à pas

Exemple 9.1 Retour unitaire autour de K/((s + 1)(s + 2)(s + 3)). Trouvez la limite de K.

1. Caractéristique : $s^3 + 6s^2 + 11s + 6 + K$.
2. Routh : $6 \times 11 > 6 + K$.

Réponse : Stable pour $K < 60$.

Exemple 9.2 À K = 60, à quelle pulsation oscille-t-il ?

1. Auxiliaire $6s^2 + 66 = 0$.

Réponse : $\omega = \sqrt{11} = 3.317$ rad/s.

Exemple 9.3 Trouvez la marge de phase de 16/(s(s + 2)).

1. $|G| = 1$ à $\omega_c = 3.758$ rad/s.
2. PM = $90° - \tan^{-1}(3.758/2)$.

Réponse : PM = 28.0°, donc $\zeta \approx 0.28$ (exact 0.25).

Exercices

Faites chacun d'abord sur papier, puis vérifiez.

1. K = 30 est-il stable dans l'exemple ?

   Yes.

2. Marge de gain à K = 30 ?

   2 (60/30).

3. Que devient le lieu quand $K \to \infty$ ici ?

   Deux branches passent dans le demi-plan droit.

4. Objectif typique de PM ?

   Environ 45°–60°.

Idées reçues fréquentes

Idée reçue : Stable pour un gain signifie stable pour tous.

En réalité : Les limites de gain sont courantes.

Idée reçue : La marge de phase se mesure au passage à 180°.

En réalité : À la coupure en gain.

Idée reçue : Routh donne la position des pôles.

En réalité : Seulement leur nombre.

Cartes mémoire

Critère de Routh

Compte les pôles du demi-plan droit.

Lieu des racines

Trajectoires des pôles avec le gain.

Diagramme de Bode

Gain et phase en fonction de la fréquence.

Marge de gain

Facteur de gain jusqu'à l'instabilité.

Marge de phase

Phase jusqu'à l'instabilité.

Coupure

|G| = 1.

Quiz d'autocontrôle

1. Exemple de limite de K...

60

6

11

66

60. Routh.

2. Oscillation à K = 60…

3.317 rad/s

6 rad/s

1 rad/s

60 rad/s

3.317 rad/s. √11.

3. Exemple de PM…

28°

45°

90°

0°

28°. Résolu.

4. ζ ≈ …

PM/100

PM

1/PM

GM

PM/100. Règle.

Refaire ce quiz

Comment cela aide à sauver la planète

La NASA indique que les ingénieurs de Dragonfly testeront d'autres profils de vol et introduiront délibérément des pannes pour s'assurer que le giravion peut réagir de manière autonome en cas

de problème.

Les marges sont la réponse de l'ingénieur au « et si » : une boucle avec de bonnes marges de gain et de phase continue de fonctionner quand les pièces vieillissent, que les capteurs dérivent ou que l'environnement la surprend.

Sur Saving Planets : Algèbre linéaire · Solutions

Sources : NASA Science: Dragonfly completes first simulated flight (Oct. 23, 2026) (https://science.nasa.gov/blogs/dragonfly/2026/10/23/nasas-dragonfly-completes-first-simulated-flight/)

Ressources d'apprentissage gratuites

- MIT OpenCourseWare 16.06 Principles of Automatic Control (Fall 2012) (https://ocw.mit.edu/courses/16-06-principles-of-automatic-control-fall-2012/): Cours gratuits du MIT.
- MIT OpenCourseWare 16.30 Feedback Control Systems (Fall 2010) (https://ocw.mit.edu/courses/16-30-feedback-control-systems-fall-2010/): Cours gratuit du MIT.

☐ **J'ai terminé cette unité**

Détermination et contrôle d’attitude des engins spatiaux

Rotation des corps rigides, capteurs d’attitude (gyroscopes, viseurs d’étoiles), roues de réaction et moment cinétique, basculements en tout-ou-rien, modes de survie, et pointage pour les sciences de la Terre et de l’espace.

Objectifs d’apprentissage

À la fin de cette unité, vous saurez :

- Utiliser τ = Iα pour les basculements sur un axe.
- Calculer un basculement en temps minimal.
- Calculer le moment cinétique d’une roue.
- Expliquer le rôle des gyroscopes et des modes de survie.

Notions clés

- Rotation sur un axe : couple τ = Iα ; moment cinétique H = Iω.
- Un basculement en tout-ou-rien accélère sur la moitié de l’angle et freine sur l’autre moitié : t = 2√(θ/α).
- Les roues de réaction échangent du moment cinétique avec l’engin ; elles saturent et doivent être désaturées par des propulseurs ou des magnéto-coupleurs.
- Les gyroscopes mesurent les vitesses et les viseurs d’étoiles mesurent l’attitude ; des filtres les combinent.
- Les modes de survie placent un engin spatial dans une attitude simple à bilan électrique positif quand quelque chose semble anormal.

Équations clés

$$\tau = I\alpha$$

Loi de Newton en rotation

$$t = 2\sqrt{\theta/\alpha}$$

Durée d’un basculement en tout-ou-rien

$$H = I\omega$$

Moment cinétique

$$\omega_{max} = \alpha t/2$$

$\omega_{max} = \alpha\, t/2$

Vitesse maximale de basculement

Exemples résolus pas à pas

Exemple 10.1 Un engin spatial avec I = 1000 kg·m² dispose de 0.5 N·m de couple de roue (valeurs d'exemple). Trouvez α et la durée d'un basculement de 90°.

1. $\alpha = 0.5/1000 = 5 \times 10^{-4}$ rad/s².
2. $t = 2\sqrt{(1.5708/0.0005)}$.

Réponse : t = 112.1 s.

Exemple 10.2 Trouvez la vitesse maximale pendant ce basculement.

1. $\omega = 0.0005 \times 112.1/2$.

Réponse : 0.0280 rad/s (1.61°/s).

Exemple 10.3 Une roue a I = 0.1 kg·m² et tourne à 600 rad/s (valeurs d'exemple). Trouvez son moment cinétique.

1. $H = 0.1 \times 600$.

Réponse : 60 N·m·s.

Exercices

Faites chacun d'abord sur papier, puis vérifiez.

1. Durée d'un basculement de 45° ?

   79.3 s.

2. Temps pour que 0.5 N·m accumule 60 N·m·s ?

   120 s.

3. Que mesurent les gyroscopes ?

   Les vitesses de rotation.

4. Pourquoi désaturer les roues ?

   Elles saturent à leur vitesse maximale.

Idées reçues fréquentes

Idée reçue : La durée du basculement est proportionnelle à l'angle.

En réalité : Elle varie comme √θ en tout-ou-rien.

Idée reçue : Les roues accumulent du moment cinétique indéfiniment.

En réalité : Elles saturent.

Idée reçue : Les gyroscopes donnent l'attitude absolue.

En réalité : Ils donnent des vitesses ; les viseurs donnent l'attitude.

Cartes mémoire

Roue de réaction

Actionneur à échange de moment cinétique.

Viseur d'étoiles

Attitude à partir des étoiles.

Gyroscope

Capteur de vitesse angulaire.

Tout-ou-rien

Couple maximal, puis inversion complète.

Saturation

Roue à vitesse maximale.

Mode de survie

État de repli protecteur.

Quiz d'autocontrôle

1. Exemple de basculement de 90°...

112.1 s

11 s

1000 s

56 s

112.1 s. 2√(θ/α).

2. H = …

Iω

Iα

πt²

m v

Iω. Moment cinétique.

3. Exemple de H d’une roue…

60 N·m·s

6

600

0.1

60 N·m·s. 0.1 × 600.

4. Hubble pointe désormais avec…

un gyroscope

six gyroscopes

aucun gyroscope

des propulseurs seulement

un gyroscope. NASA 2024.

Refaire ce quiz

Comment cela aide à sauver la planète

La NASA a annoncé en juin 2024 que Hubble passerait à un fonctionnement avec un seul gyroscope, en gardant un autre en réserve, après qu'un gyroscope a commencé à « saturer » (indiquer la vitesse de basculement maximale quel que soit le mouvement réel) et a mis plusieurs fois le télescope en mode de survie. La NASA a précisé que la plupart des observations ne seraient pas affectées, avec des basculements plus longs, moins de souplesse de pointage et aucun suivi des objets mobiles plus proches que Mars.

Les mêmes idées de contrôle d'attitude orientent des satellites d'observation de la Terre comme GOES-19 et Landsat vers la planète qu'ils mesurent.

Sur Saving Planets : GOES-19 · Mécanique orbitale

Sources : NASA Science: NASA to change how it points Hubble Space Telescope (June 4, 2024) (https://science.nasa.gov/missions/hubble/nasa-to-change-how-it-points-hubble-space-telescope/)

Ressources d'apprentissage gratuites

- MIT OpenCourseWare 16.30 Feedback Control Systems (Fall 2010) (https://ocw.mit.edu/courses/16-30-feedback-control-systems-fall-2010/): Cours gratuit du MIT.
- NASA Science: NASA to change how it points Hubble Space Telescope (June 4, 2024) (https://science.nasa.gov/missions/hubble/nasa-to-change-how-it-points-hubble-space-telescope/): Article de la NASA.

☐ **J'ai terminé cette unité**

Exercices

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

1. Axes, rotations et moments
   4 exercices
2. Stabilité statique longitudinale
   4 exercices
3. Équilibrage et commande de profondeur
   4 exercices
4. Stabilité latérale-directionnelle et virages
   4 exercices
5. Équations du mouvement et modes dynamiques
   4 exercices
6. Transformées de Laplace et fonctions de transfert
   4 exercices
7. Réponse temporelle du second ordre
   4 exercices
8. Rétroaction et commande PID
   4 exercices
9. Analyse de stabilité : Routh, lieu des racines et marges
   4 exercices

10. Détermination et contrôle d’attitude des engins spatiaux
    4 exercices

Le laboratoire (Flight dynamics and controls lab)

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

Chaque TP se fait dans une simulation gratuite ou un tableur ; il n’y a donc aucun danger physique. Ne construisez ni ne faites voler de drones ou de maquettes pour ce cours. Faites des pauses d’écran, tenez-vous bien assis et gardez les câbles hors des passages.

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

TP A : Équilibrer des moments et trouver le cg

SEMAINE 1

Objectif : Équilibrez des masses sur une planche dans PhET Balancing Act, puis calculez un centre de gravité de type aéronef dans un tableur.

$$x_{cg} = \frac{\sum m_i x_i}{\sum m_i}$$

`x_cg=( m_ix_i)/( m_i)`

Centre de gravité

Mode opératoire

1. Dans PhET Balancing Act, placez 10 kg à 1 m d'un côté et trouvez où 5 kg l'équilibre.
2. Notez moment = masse × distance de chaque côté.
3. Dans un tableur, listez les masses et distances du module 1 et calculez x_cg.
4. Ajoutez 200 kg à 10 m et recalculez.

Tableau de données

Cas	Σm (kg)	x_cg (m)
Base	1800	4.44
+200 kg à 10 m	2000	5.00

Valeurs d'exemple calculées.

Exemple de calcul

1. 8000/1800 = 4.44 m.
2. 10,000/2000 = 5.00 m.

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

Alternative à la maison ou virtuelle

- N'importe quel navigateur et tableur conviennent.

PhET : Balancing Act (https://phet.colorado.edu/en/simulations/balancing-act) · NASA Glenn Beginner's Guide: Center of gravity (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/center-of-gravity/)

Lien avec la planète : NASA Glenn : en vol, les avions et les fusées tournent autour de leur centre de gravité. NASA Glenn Beginner's Guide: Center of gravity (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/center-of-gravity/)

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

TP B : Marge statique et balayage d’équilibrage

SEMAINE 3

Objectif : Faites varier la position du cg et calculez la marge statique, C_mα et l’incidence d’équilibrage à profondeur nulle.

$$\alpha_{trim} = \frac{C_{m_0}}{C_{L_\alpha} SM}$$

`α_trim=_m_0C_L_αSM`

Incidence d’équilibrage à profondeur nulle

Mode opératoire

1. Utilisez x_np = 0.35c̄, C_Lα = 5.5 /rad, C_m0 = 0.05 (valeurs d’exemple).
2. Faites varier x_cg de 0.20 à 0.40 c̄.
3. Calculez SM, C_mα et α_trim.
4. Notez ce qui se passe au point neutre et au-delà.

Tableau de données

x_cg/c̄	SM	C_mα (/rad)	α_trim (rad)
0.20	0.15	−0.825	0.0606
0.25	0.10	−0.55	0.0909
0.30	0.05	−0.275	0.182

Valeurs d’exemple calculées ; pas d’équilibre stable au point neutre ou en arrière.

Exemple de calcul

1. C_mα = −5.5 × 0.15 = −0.825.
2. α = 0.05/0.275 = 0.182 rad.

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

Alternative à la maison ou virtuelle

- N’importe quel tableur convient.

NASA Glenn Beginner’s Guide: Aircraft elevator interactive (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/aircraft-elevator-interactive/)

Lien avec la planète : La NASA indique que la marge de stabilité du X-59 a correspondu aux prédictions en vol. NASA: X-59 aircraft builds momentum through 25th flight (Sept. 4, 2026) (https://www.nasa.gov/blogs/quesst/2026/09/04/nasas-x-59-aircraft-builds-momentum-through-25th-flight/)

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

TP C : Oscillation amortie comme mode du second ordre

SEMAINE 6

Objectif : Observez une oscillation amortie dans PhET Masses and Springs et comparez-la aux formules du second ordre.

$$\omega_n = \sqrt{k/m},\ \zeta = \frac{c}{2\sqrt{km}}$$

ω_n=/m,\ =2

Masse-ressort-amortisseur

Mode opératoire

1. Dans PhET Masses and Springs, suspendez une masse, ajoutez un peu d'amortissement et tirez-la vers le bas.
2. Chronométrez plusieurs cycles et estimez la période et la décroissance.
3. Dans un tableur, calculez ω_n, ζ, la période et le dépassement pour m = 0.5 kg, k = 20 N/m, c = 1 N·s/m (valeurs d'exemple).
4. Expliquez le lien avec l'oscillation d'incidence.

Tableau de données

Grandeur	Valeur
ω_n	6.32 rad/s
ζ	0.158
Période amortie	1.006 s
Dépassement	60.5%

Valeurs d'exemple calculées ; les relevés de simulation différeront.

Exemple de calcul

1. ω_n = √40 = 6.32.
2. ζ = 1/(2√10) = 0.158.

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

Alternative à la maison ou virtuelle

- N’importe quel navigateur et tableur conviennent.

PhET : Masses and Springs (https://phet.colorado.edu/en/simulations/masses-and-springs)

Lien avec la planète : La NASA indique que le X-59 n’a montré aucune instabilité inattendue ni vibration excessive. NASA: X-59 aircraft builds momentum through 25th flight (Sept. 4, 2026) (https://www.nasa.gov/blogs/quesst/2026/09/04/nasas-x-59-aircraft-builds-momentum-through-25th-flight/)

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

TP D : Réponses indicielles par pas de temps

SEMAINE 8

Objectif : Simulez des réponses indicielles du premier et du second ordre avec de petits pas d'Euler et comparez-les aux formules.

$$x_{k+1} = x_k + \Delta t\, \dot{x}_k$$

```
x_k+1=x_k+Δ t x_k
```

Pas d'Euler

Mode opératoire

1. Simulez ẏ = −2y + 5 à partir de y = 0 avec Δt = 0.001 s.
2. Simulez ÿ + 2.8ẏ + 16y = 16 à partir du repos.
3. Trouvez y(0.5) pour le premier, et le pic et le temps de pic pour le second.
4. Comparez avec les formules exactes.

Tableau de données

Grandeur	Exacte
Premier ordre y(0.5)	1.580
Pic du second ordre	1.309
Temps de pic	0.838 s
Temps de réponse (2%)	2.86 s

Valeurs calculées ; de petits pas concordent étroitement.

Exemple de calcul

1. 2.5(1 − e^{-1}) = 1.580.
2. 1 + 0.309 = 1.309.

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

Alternative à la maison ou virtuelle

- N'importe quel tableur ou Python convient.

MIT OpenCourseWare 16.06 Principles of Automatic Control (Fall 2012) (https://ocw.mit.edu/courses/16-06-principles-of-automatic-control-fall-2012/)

Lien avec la planète : L'équipe du X-59 de la NASA compare les données de vol à un jumeau numérique en temps réel. NASA: X-59 aircraft builds momentum through 25th flight (Sept. 4, 2026) (https://www.nasa.gov/blogs/quesst/2026/09/04/nasas-x-59-aircraft-builds-momentum-through-25th-flight/)

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

TP E : Réglage d’un pilote automatique d’assiette

SEMAINE 10

Objectif : Comparez par simulation les commandes P et PD du procédé 1/(s(s + 2)).

$$s^2 + (2 + K_d)s + K_p = 0$$

s^2+(2+K_d)s+K_p=0

Boucle fermée avec PD

Mode opératoire

1. Simulez θ̈ + 2θ̇ = u avec u = K_p(θ_cmd − θ) − K_dθ̇.
2. Essayez K_p = 16, K_d = 0 ; puis K_p = 2.04 ; puis K_p = 16, K_d = 3.6.
3. Notez le dépassement et le temps de réponse.
4. Choisissez la meilleure conception et justifiez.

Tableau de données

Conception	Dépassement	Temps de réponse (s)
K_p = 16	44.4%	4.0
K_p = 2.04	4.6%	4.0
K_p = 16, K_d = 3.6	4.6%	1.43

Calculé à partir des formules du second ordre.

Exemple de calcul

1. ζ = 0.25 ⇒ 44.4%; t_s = 4/(0.25 × 4) = 4.0 s.
2. PD: t_s = 4/(0.7 × 4) = 1.43 s.

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

Alternative à la maison ou virtuelle

- N’importe quel tableur ou Python convient.

MIT OpenCourseWare 16.30 Feedback Control Systems (Fall 2010) (https://ocw.mit.edu/courses/16-30-feedback-control-systems-fall-2010/)

Lien avec la planète : NASA : Dragonfly doit voler de manière autonome sur Titan sans aide en temps réel depuis la Terre. NASA Science: Dragonfly completes first simulated flight (Oct. 23, 2026) (https://science.nasa.gov/blogs/dragonfly/2026/10/23/nasas-dragonfly-completes-first-simulated-flight/)

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

TP F : Planificateur de basculements par roues de réaction

SEMAINE 13

Objectif : Planifiez des basculements en tout-ou-rien pour un engin spatial et vérifiez les vitesses maximales et le moment cinétique des roues.

$$t = 2\sqrt{\theta/\alpha}$$

Durée d’un basculement en tout-ou-rien

Mode opératoire

1. Prenez I = 1000 kg·m² et τ = 0.5 N·m (valeurs d’exemple).
2. Calculez les durées de basculement pour 30°, 90° et 180°.
3. Calculez la vitesse maximale et le moment cinétique que les roues doivent absorber.
4. Discutez de la façon dont la perte d’un capteur modifierait la planification.

Tableau de données

Basculement	Durée (s)
30°	64.7
90°	112.1
180°	158.5

Valeurs d’exemple calculées.

Exemple de calcul

1. t = 2√(0.5236/0.0005) = 64.7 s.
2. t = 2√(3.1416/0.0005) = 158.5 s.

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

Alternative à la maison ou virtuelle

- N’importe quel tableur convient.

NASA Science: NASA to change how it points Hubble Space Telescope (June 4, 2024) (https://science.nasa.gov/missions/hubble/nasa-to-change-how-it-points-hubble-space-telescope/)

Lien avec la planète : NASA : en mode à un gyroscope, Hubble a besoin de plus de temps pour basculer et s'accrocher aux cibles. NASA Science: NASA to change how it points Hubble Space Telescope (June 4, 2024) (https://science.nasa.gov/missions/hubble/nasa-to-change-how-it-points-hubble-space-telescope/)

☐ **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. Masses de 600 kg à 3 m et 400 kg à 8 m. Trouvez le cg.
    1. (1800 + 3200)/1000.

    Réponse : 5.0 m.

2. $x_{np} = 0.40\bar{c}$, $x_{cg} = 0.28\bar{c}$, $C_{L\alpha} = 5$ /rad. Trouvez SM et $C_{m\alpha}$.
    1. SM = 0.12.
    2. −5 × 0.12.

    Réponse : SM = 0.12 ; $C_{m\alpha} = -0.60$ /rad.

3. $C_{m0} = 0.04$, $C_{m\alpha} = -0.6$, $C_{m\delta e} = -1.0$. Trouvez δ_e pour équilibrer à $\alpha = 0.05$ rad.
    1. $0.04 - 0.03 - \delta_e = 0$.

    Réponse : $\delta_e = 0.01$ rad (0.57°).

4. Inclinaison pour un virage de rayon 1500 m à 80 m/s ?
    1. $\tan \varphi = 6400/14710$.

    Réponse : 23.5°.

5. Trouvez ω_n et ζ pour $s^2 + 3s + 25$.
    1. $\omega_n = 5$; $\zeta = 3/10$.

    Réponse : $\omega_n = 5$ rad/s ; $\zeta = 0.3$.

Série d'entraînement finale (modules 1–10)

1. Réponse indicielle de $4/(s + 4)$ à $t = 0.25$ s ?

1. 1 − e⁻¹.

Réponse : 0.632.

2. Dépassement et temps de réponse pour ω_n = 5, ζ = 0.3 ?

    1. exp(−0.3π/√0.91).
    2. 4/1.5.

Réponse : 37.2%; 2.67 s.

3. K sur 1/(s(s + 4)) pour ζ = 0.5 ?

    1. 2ζω_n = 4 ⇒ ω_n = 4.

Réponse : K = 16.

4. K maximal pour s³ + 3s² + 2s + K ?

    1. 3 × 2 > K.

Réponse : K < 6.

5. Durée de basculement de 60° avec α = 0.001 rad/s² ?

    1. 2√(1.0472/0.001).

Réponse : 64.7 s.

6. Moment cinétique d’une roue de 0.05 kg·m² à 400 rad/s ?

    1. 0.05 × 400.

Réponse : 20 N·m·s.

Fiche de formules

$$x_{cg} = \sum m_i x_i / \sum m_i,\ M = Fd$$

$$SM = (x_{np} - x_{cg})/\bar{c},\ C_{m_\alpha} = -C_{L_\alpha} SM$$

$$\delta_e = -(C_{m_0} + C_{m_\alpha}\alpha)/C_{m_{\delta_e}}$$

$$\tan\phi = V^2/(gR),\ n = 1/\cos\phi,\ \tau_r = 1/|L_p|$$

$$s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2,\ \omega_{ph} \approx \sqrt{2}g/V$$

$$y = K(1 - e^{-t/\tau}),\ y(\infty) = G(0)$$

$$M_p = e^{-\zeta\pi/\sqrt{1-\zeta^2}},\ t_p = \pi/\omega_d,\ t_s \approx 4/(\zeta\omega_n)$$

$$u = K_p e + K_i \int e + K_d \dot{e},\ T = G/(1 + GH)$$

$$PM = 180^\circ + \angle G(j\omega_c),\ \zeta \approx PM/100 \qquad \tau = I\alpha,\ H = I\omega,\ t = 2\sqrt{\theta/\alpha}$$

Constantes

Constante	Valeur
Pesanteur normale	g_0 = 9.80665 m/s²
1 radian	57.2958°
1 ft	0.3048 m
Règle du temps de réponse (manuel)	t_s ≈ 4/(ζω_n) pour un temps de réponse à 2%
Échelon du premier ordre	63.2% de la valeur finale à t = τ
Masse volumique de l'air au niveau de la mer (atmosphère standard)	1.225 kg/m³

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 16.333 Aircraft Stability and Control (Fall 2004) (https://ocw.mit.edu/courses/16-333-aircraft-stability-and-control-fall-2004/): Cours gratuits du MIT sur la stabilité et le contrôle.
- MIT OpenCourseWare 16.06 Principles of Automatic Control (Fall 2012) (https://ocw.mit.edu/courses/16-06-principles-of-automatic-control-fall-2012/): Cours et exercices gratuits du MIT sur l'automatique.
- MIT OpenCourseWare 16.30 Feedback Control Systems (Fall 2010) (https://ocw.mit.edu/courses/16-30-feedback-control-systems-fall-2010/): Cours gratuit du MIT sur la commande par rétroaction.
- NASA Glenn Beginner's Guide: Aircraft rotations (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/aircraft-rotations/): Explication gratuite de la NASA.
- NASA Glenn Beginner's Guide: Center of gravity (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/center-of-gravity/): Explication gratuite de la NASA.
- PhET : Masses and Springs (https://phet.colorado.edu/en/simulations/masses-and-springs): L'oscillation amortie en interactif.

Glossaire

Aileron
Gouverne de roulis.

Centre de gravité

Position moyenne de la masse.

Taux d’amortissement
ζ, la vitesse de décroissance des oscillations.

Roulis hollandais
Oscillation couplée lacet–roulis.

Gouverne de profondeur
Gouverne de tangage.

Marge de gain
Augmentation de gain jusqu’à l’instabilité.

Gyroscope
Capteur qui mesure la vitesse de rotation.

Pulsation propre
ω_n d’un mode non amorti.

Point neutre
Position du cg à stabilité neutre en tangage.

Dépassement
Pic au-dessus de la valeur finale.

Régulateur PID
Commande proportionnelle-intégrale-dérivée.

Marge de phase
Retard de phase supplémentaire jusqu’à l’instabilité.

Phugoïde
Mode lent vitesse–altitude.

Roue de réaction
Roue en rotation pour le contrôle d’attitude.

Lieu des racines
Trajectoires des pôles en boucle fermée avec le gain.

Gouverne de direction
Gouverne de lacet.

Oscillation d’incidence
Mode de tangage rapide.

Marge statique
Distance du cg au point neutre rapportée à la corde.

Fonction de transfert
Sortie sur entrée dans le domaine de Laplace.

Équilibrage (trim)
Moment net nul.

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	Trace axes et schémas-blocs, choisit le bon modèle, vérifie pôles, amortissement et marges, et explique en langage clair les compromis de pilotabilité et de sécurité.
3 · Compétent	Résout les exercices avec des erreurs occasionnelles de signe ou d’unité.
2 · En progression	Suit les exemples résolus mais confond stabilité statique et dynamique, ou ω_n et ω_d.
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

- Propulsion AERO 410
- Conception d’engins spatiaux AERO 430
- Transferts thermiques AERO 440
- Tous les cours