

Rapport de laboratoire

GPA 745 - Introduction à l'avionique

Laboratoire #4 : LES QUALITES DE VOL D’UN AVION

Auteurs : RAFIK CHENNOUF – CLEMENT BLANQUET

Montréal, le 25 OCTOBRE 2017

École de technologie supérieure

**Introduction**

Le but de ce quatrième laboratoire est d’étudier la stabilité dynamique d’un avion via ses équations du mouvement longitudinal et latéral. En effet, en plus d’être statiquement stable, un avion doit être dynamiquement stable. La stabilité dynamique d’un avion est sa capacité à amortir l’effet d’une perturbation, comme une rafale de vent par exemple, en un certain temps.

Tout ceci nécessite la mise en place d’un modèle dynamique sous forme de matrices et d’une représentation d’état. Ces équations mathématiques permettent de représenter l’avion comme un système avec des entrées (actions du pilote) et sorties (réponses de l’avion).

On cherche également, dans ce laboratoire, à simuler le mouvement d’un avion sur Simulink afin de visualiser concrètement le mouvement de l’avion après perturbation.

Table des matières

[Questions 4](#_Toc496797357)

[Question 1 4](#_Toc496797358)

[Mouvement longitudinal 4](#_Toc496797359)

[Mouvement latéral 6](#_Toc496797360)

[Question 2 7](#_Toc496797361)

[Question 3 9](#_Toc496797362)

[Question 4 10](#_Toc496797363)

[Question 5 11](#_Toc496797364)

[Schéma 11](#_Toc496797365)

[Simulation 13](#_Toc496797366)

[Conclusion 15](#_Toc496797367)

[ANNEXE – Code Matlab 16](#_Toc496797368)

## Questions

### Question 1

Tout d’abord, on cherche à écrire les matrices A du système pour le mouvement longitudinal et latéral puis en déduire le polynôme caractéristique et donc les pôles du système. Pour cela, nous choisissons l’avion de chasse **U.S. Navy A-4D Attack Aircraft** qui correspond au premier avion du document « Dérivées de stabilité ». La phase de vol choisie correspond à la **condition 2** avec h = 15 000 ft.

### Mouvement longitudinal

D’après les informations sur notre avion, nous avons :

Ce qui donne :

En utilisant la fonction ***poly*** de Matlab, on obtient les coefficients du polynôme caractéristique :

Le polynôme caractéristique est donc :

En utilisant la fonction **eig**, on obtient les coefficients suivants :

### Mouvement latéral

D’après les informations sur notre avion, nous avons :

Ce qui donne :

En utilisant la fonction ***poly*** de Matlab, on obtient les coefficients du polynôme caractéristique :

Le polynôme caractéristique est donc :

En utilisant la fonction **eig**, on obtient les coefficients suivants :

### Question 2

#### Période d’oscillation

**Mouvement longitudinal :**

On a deux pôles complexes accompagnés de leur conjugué. On a donc deux périodes d’oscillations différentes :

**Mouvement latéral :**

Un seul pôle complexe accompagné de son conjugué. On a donc une seule période d’oscillation :

#### Temps requis pour obtenir la moitié ou le double de l’amplitude

**Mouvement longitudinal :**

**Mouvement latéral :**

#### Nombre de cycles pour obtenir la moitié ou le double de l’amplitude

**Mouvement longitudinal :**

**Mouvement latéral :**

#### Constante de temps τ

Seul le mouvement latéral a une constante de temps car le mouvement longitudinal n’a que des pôles complexes (où Im(lambda) =/= 0).

### Question 3

Tableau 1 – Les valeurs propres du mouvement longitudinal

|  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| **Les racines du polynôme caractéristique** | **T(s)** | **t1/2(s)** | **N1/2** | **ζ** | **Mode** |
| -0.6963 + 2.3436i  -0.6963 - 2.3436i | 2.6832 | 0.9956 | 0.3710 | 0.2850 | Oscillation d’incidence  (*short period*) |
| -0.0077 + 0.0622i  -0.0077 - 0.0622i | 55.4540 | 89.6531 | 1.6167 | 0.0681 | Phugoïde |

Tableau 2 – Les valeurs propres du mouvement latéral

|  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| **Les racines du polynôme caractéristique** | **T(s)** | **t1/2(s)** | **N1/2** | **τ (s)** | **ζ** | **Mode** |
| -0.2557 + 2.8693i  -0.2557 - 2.8693i | 2.1812 | 3.2358 | 1.4835 |  | 0.0742 | Roulis hollandais |
| -1.0234 + 0.0000i |  | 0.6284 |  | 0.9067 | 1 | Convergence en roulis |
| -0.0017 + 0.0000i |  | 133.8301 |  | 193.0761 | 1 | Spiral |

### Question 4

**Classe de l’avion :**

L’avion que nous avons choisi, le **U.S. Navy A-4D Attack Aircraft.** C’est un avion de haute manœuvrabilité, soit un avion de **classe IV** (selon le tableau 1 du sujet).

**Phase de vol de l’avion :**

L’avion vole à une altitude de 15000 pieds, il n’est pas en vol de croisière. On peut donc estimer qu’il est en montée et donc que la phase de vol entre dans la **Catégorie B**.

**Niveau de qualité de vol :**

*Mode phugoïde*

Le tableau 3 du sujet nous donne le niveau de qualité de vol selon l’amortissement du mode phugoïde. On a calculé plus haut un amortissement de 0.0681. Notre avion est donc de **niveau 1**, c’est-à-dire qu’il est dans un état « satisfaisant ».

*Mode short period*

Nous avons auparavant trouvé un amortissement de 0.2850. Le tableau 4 du sujet indique qu’un avion de niveau 2 et en phase de vol B possède un facteur d’amortissement compris entre 0.20 et 2.00. Notre avion est donc de **niveau 2,** car le niveau 1 requiert un amortissement entre 0.30 et 2.00. Ceci dit, il est très proche du niveau 1.

*Mode spirale*

Le tableau 5 du sujet indique qu’un avion de classe IV et de catégorie B possède un au moins égal à 20 s au niveau 1. Notre avion a un . Il est donc de **niveau 1**.

*Mode convergence en roulis*

Le tableau VI indique qu’un avion de classe IV et de catégorie B a une constante de temps égal à 1.4 seconde maximum pour le niveau 1. Notre avion a une constante de temps de 0.9067 s, il est donc de **niveau 1**.

*Mode roulis hollandais*

Le tableau VII indique qu’un avion de classe IV et de catégorie B a un facteur d’amortissement de 0.08 maximum pour le niveau 1. Notre avion a un facteur d’amortissement de 0.0742, il est donc de **niveau 1**.

**Conclusion** : notre avion a un niveau de qualité de vol égal à 1. Seul le mode short period indique un niveau de vol de 2 mais il est tout de même très proche du niveau 1. On peut penser que ceci est dû à des approximations dans les calculs.

### Question 5

### Schéma

Ici, on cherche à simuler sur Simulink les mouvements longitudinal et latéral de l’avion en utilisant le modèle d’état développé dans les questions précédentes pour la même condition de vol (2).

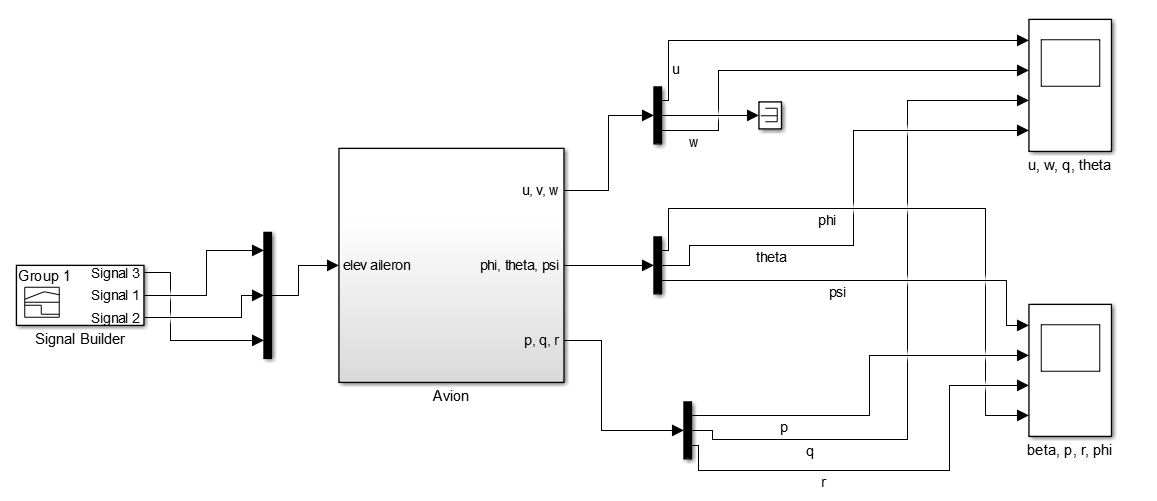


Figure 1 : Bloc principal

Le bloc principal est composé en premier lieu d’un générateur de signaux. Ce générateur simule les actions du pilote sur l’avion, c’est-à-dire qu’il simule les entrées sur le système. Le signal 1 correspond à l’élévateur (gouverne de profondeur) qui permet à l’avion de générer un moment autour de l’axe de tangage y et donc de monter ou de descendre. Le signal 2 correspond aux ailerons qui génèrent un moment autour de l’axe de roulis x. Le signal 3 correspond à la gouverne de direction qui engendre un moment autour de l’axe de lacet z.

A partir de ces entrées, on calcule la vitesse de l’avion dans le repère avion, la vitesse angulaire ainsi que les angles de rotation qu’on affiche ensuite sur des graphiques.

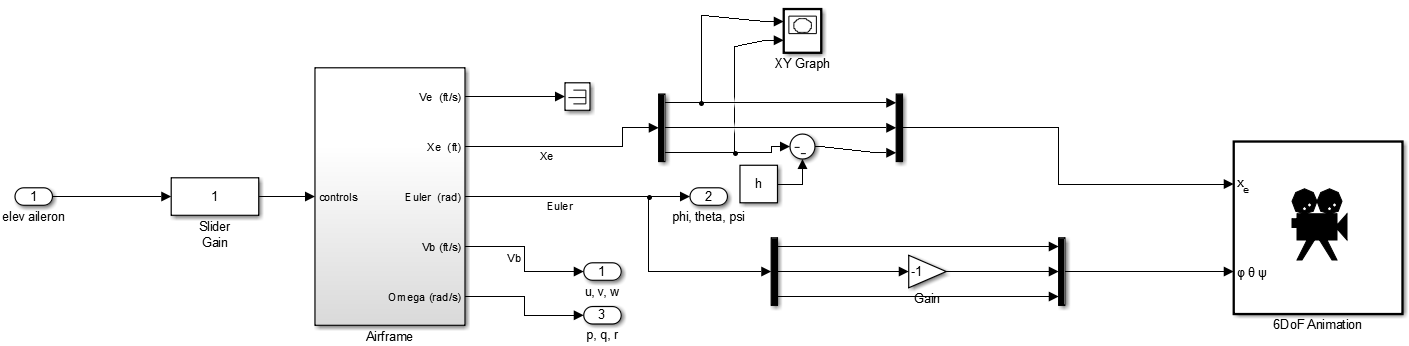


Figure 2 : Bloc avion

Le bloc avion prend en entrée les impulsions générées par la gouverne de profondeur, les ailerons et la gouverne de direction pour en déduire la vitesse de l’avion dans le repère avion (Vb) et géographique (Ve), la position dans le repère géographique (Xe), la vitesse angulaire (Omega) ainsi que les angles de rotation (Euler).

Deux éléments sont nécessaires pour notre simulation, la position de l’avion Xe ainsi que les angles de rotation pour que le simulateur puisse adapter son affichage en fonction du mouvement de l’avion. La position de l’avion est aussi utile pour visualiser la trajectoire de l’avion sur un graphique (XY Graph).

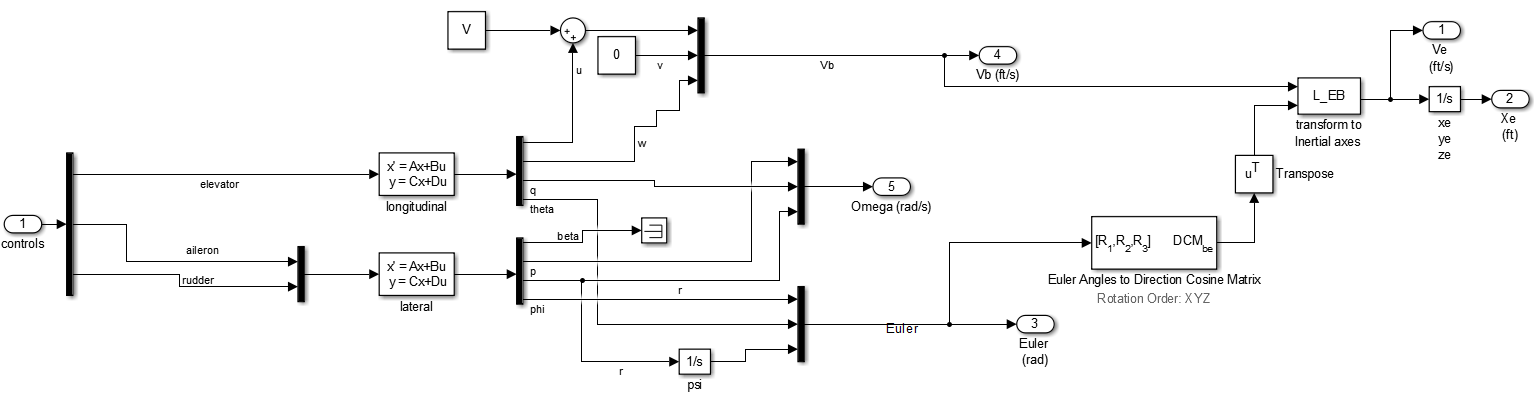


Figure 3 : Bloc Airframe

Le bloc Airframe est le bloc le plus important car c’est celui-ci qui calcul nos valeurs à partir du modèle d’état développé précédemment.

Tout d’abord, on utilise deux blocs State-Space afin de créer une représentation d’état pour le mouvement longitudinal et une autre pour le mouvement latéral. Le mouvement longitudinal étant généré par une action sur l’élévateur, l’entrée du bloc State-Space longitudinal correspond donc à l’élévateur. De même, comme le mouvement latéral est généré par les ailerons et la gouverne de direction, le bloc State-Space latéral prend en entrée ces signaux.

A partir du modèle longitudinal, on en déduit u, w, q et Θ et à partir du modèle latéral, on en déduit β, p, r et φ. A partir du vecteur vitesse u, v, w et de la vitesse propre V, on en déduit la vitesse de l’avion dans le repère avion (Vb). A partir de p, q et r, on forme le vecteur Omega. Puis à partir des angles φ, Θ, Ψ, on en déduit les angles d’Euler. A noté que l’angle Ψ est obtenu en intégrant la vitesse angulaire r via un bloc intégrateur. Ces angles sont ensuite utilisés pour former une matrice de cosinus directeurs qui permettra la création des matrices de rotations. Ainsi, avec la vitesse dans le repère avion (Vb) et les matrices de rotations, il est possible de calculer la vitesse et la position de l’avion dans le repère géographique (Ve et Xe).

### Simulation

On lance notre simulation en prenant les valeurs suivantes :

SpaceL = 35000

SpaceH = 3500

SpaceW = 3500

Et les entrées suivantes :

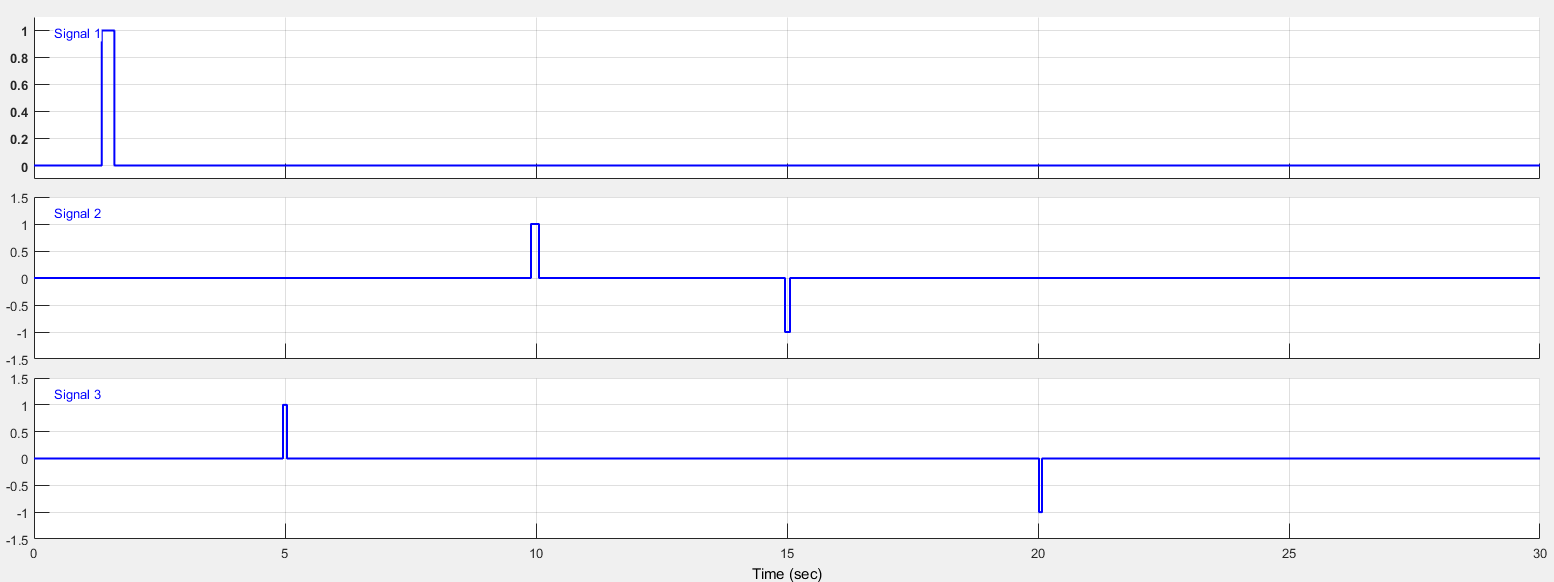


Figure 4 : Signaux

Avec ce scénario, le pilote actionne initialement l’élévateur pour prendre de l’altitude (signal 1) puis il agit sur la gouverne de direction à 5 sec (signal 3). Un changement de direction commence à 10 sec et se termine à 15 sec via l’utilisation les ailerons (signal 2) puis à 20 sec, la gouverne de direction est réfactionnée.

On obtient la trajectoire suivante :

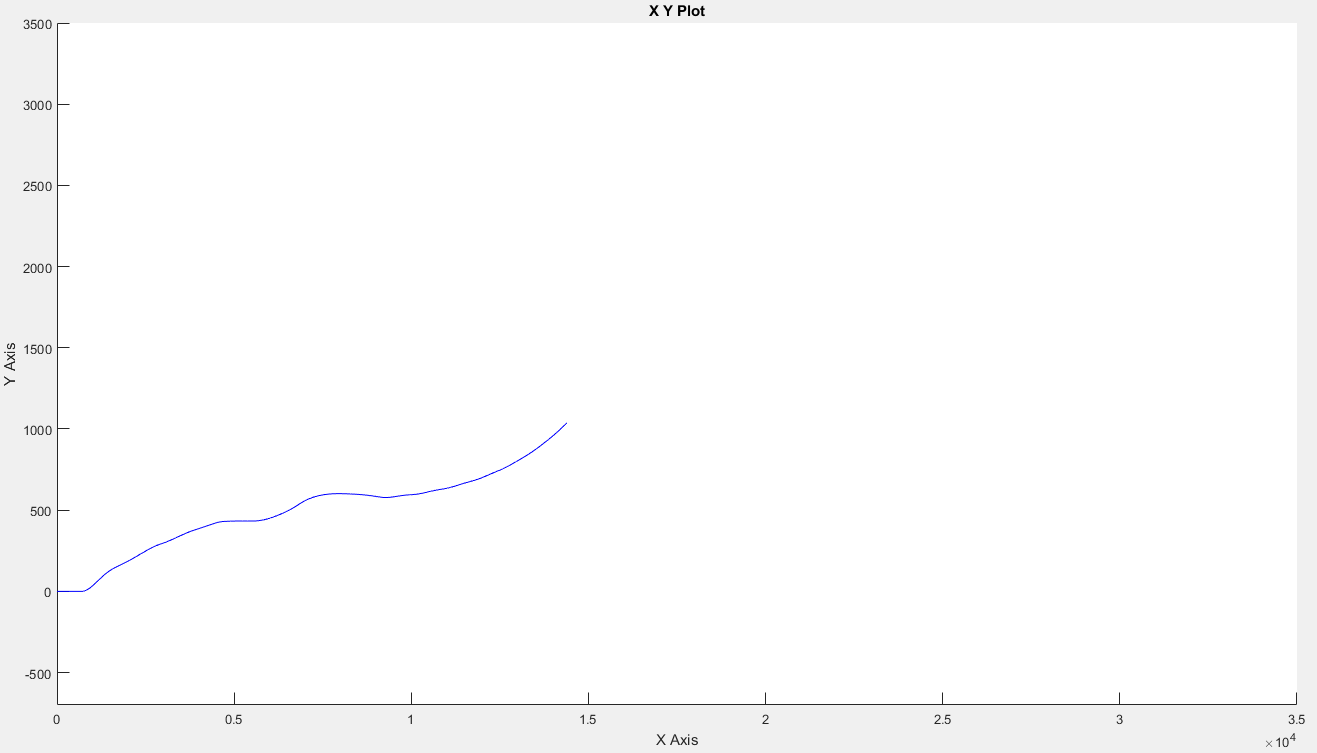


Figure 5 : Mouvements de l’avion

En simulation, on peut voir les différents mouvements de l’avion :

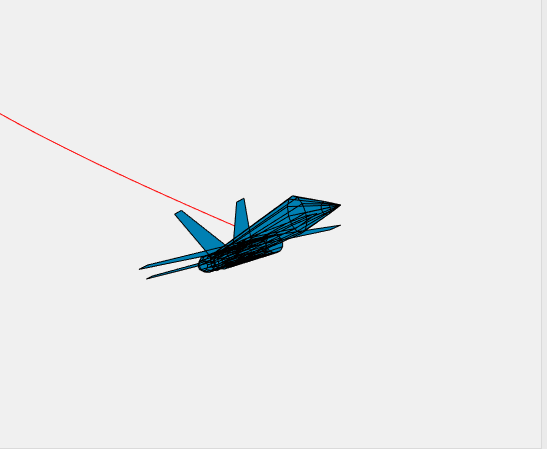


Figure 6 : Phase de montée (Signal 1)

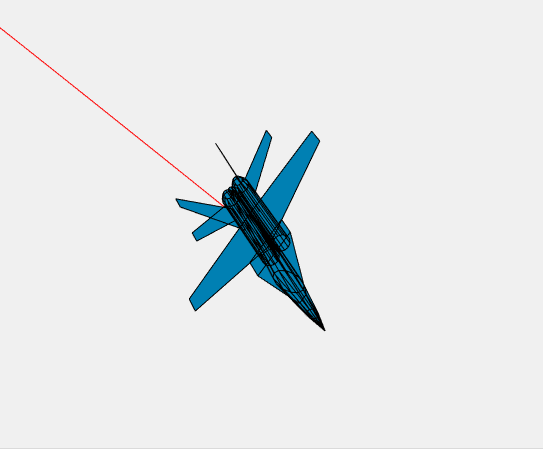


Figure 7 : Phase de changement de direction (Signal 2)

## Conclusion

Un quatrième laboratoire très intéressant qui nous a permis de mieux comprendre des notions abordées dans le cours de MGA804 (Stabilité et commande de vol Fly-by-Wire). La stabilité dynamique dans la conception d’un avion est essentielle et nécessite la mise en place d’un modèle d’état le plus proche de la réalité possible. Une simulation de notre modèle est également importante si l’on souhaite voir comment réagit notre système en fonction de nos contrôleurs.

## ANNEXE – Code Matlab

|  |
| --- |
| %% TP4    %% Choix avion : US Navy (premier) ==» Condition de vol 2    %% Caracteristiques    h = 15000; % ft  M = 0.4;  V = 423; % ft/s  g = 32.174; % ft/s^2  theta0 = 0;  u0 = V;    %% Question 1    % Longitudinal    % Condition 2  Xu = -0.0148;  Xalpha = -12.46;  Xw = Xalpha / V;    Zu = -0.160;  Zalpha = -219.6;  Zw = Zalpha / V;    Mu = 0.0005;  Malpha = -5.639;  Mw = Malpha / V;  Malpha\_pt = -0.204;  Mw\_pt = Malpha\_pt / V;  Mq = -0.670;    Xgamaelevator = 2.55;  Zgamaelevator = -22.94;  Mgamaelevator = -7.40;    Alon = [Xu Xw 0 -g\*cos(theta0);  Zu Zw u0 0;  Mu+Mw\_pt\*Zu Mw+Mw\_pt\*Zw Mq+Mw\_pt\*u0 0;  0 0 1 0]    Blon = [Xgamaelevator ;  Zgamaelevator ;  Mgamaelevator+Mw\_pt\*Zgamaelevator ;  0 ];    Clon = eye(4,4);  Dlon = [0; 0; 0; 0];    coeffsAlon = poly(Alon)  polesAlon = eig(Alon)  % Lateral    % Condition 2  Ybeta = -62.42;  Yp = 0;  Yr = 0;  Lbeta = -14.01;  Lp = -0.988;  Lr = 0.607;  Nbeta = 8.223;  Np = 0;  Nr = -0.401;    Ygamaileron = -0.795;  Ygamrudder = 10.83;  Lgamaileron = 8.757;  Lgamrudder = 2.802;  Ngamaileron = -0.246;  Ngamrudder = -3.651;    Alat = [Ybeta/u0 Yp/u0 -(1-(Yr/u0)) (g/u0)\*cos(theta0);  Lbeta Lp Lr 0 ;  Nbeta Np Nr 0 ;  0 1 0 0 ]    Blat = [Ygamaileron/u0 Ygamrudder/u0;  Lgamaileron Lgamrudder ;  Ngamaileron Ngamrudder ;  0 0 ];    Clat = eye(4,4);  Dlat = [0 0; 0 0; 0 0; 0 0];    coeffsAlat = poly(Alat)  polesAlat = eig(Alat)    %% Question 2    % Période d’oscillation  wlat = abs(imag(polesAlat(1)));  Tlat = (2\*pi)/wlat    wlon1 = abs(imag(polesAlon(1)));  Tlon1 = (2\*pi)/wlon1    wlon2 = abs(imag(polesAlon(3)));  Tlon2 = (2\*pi)/wlon2    % Temps requis pour obtenir la moitié ou le double de l’amplitude  tlat = log(2)/abs(real(polesAlat(1)))  tlat2 = log(2)/abs(real(polesAlat(3)))  tlat3 = log(2)/abs(real(polesAlat(4)))    tlon1 = log(2)/abs(real(polesAlon(1)))  tlon2 = log(2)/abs(real(polesAlon(3)))    % Nombre de cycles pour obtenir la moitié ou le double de l’amplitude  Nlat = tlat/Tlat    Nlon1 = tlon1/Tlon1  Nlon2 = tlon2/Tlon2    % Constante de temps  tau1 = -1/real(polesAlat(3))  tau2 = -1/real(polesAlat(4))    %% Question 3  pulslon = zeros(1,4);  for i=1:4  pulslon(i)=sqrt(real(polesAlon(i))^2+imag(polesAlon(i))^2);  end    pulslat = zeros(1,4);  for i=1:4  pulslat(i)=sqrt(real(polesAlat(i))^2+imag(polesAlat(i))^2);  end    amorlon = zeros(1,4);  for i=1:4  amorlon(i)=-(real(polesAlon(i)))/pulslon(i);  end    amorlat = zeros(1,4);  for i=1:4  amorlat(i)=-(real(polesAlat(i)))/pulslat(i);  end    %% Simulink  SpaceL = 35000;  SpaceH = 3500;  SpaceW = 3500; |