

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](#_Toc496708273)

[Question 1 4](#_Toc496708274)

[Mouvement longitudinal 4](#_Toc496708275)

[Conclusion 5](#_Toc496708276)

[ANNEXE – Code Matlab 6](#_Toc496708277)

## 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 racines suivantes :

### 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 racines suivantes :

### 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.

## Conclusion

Un troisième laboratoire intéressant qui nous a permis de mieux comprendre l’effet du vent sur un avion, plus précisément sur les distances parcourues et les vitesses. Cette étude est indispensable dans la conception d’un nouvel avion.

## ANNEXE – Code Matlab

|  |
| --- |
| %%GPA745 LABO3    clear all  close all  clc    %% QUESTION 1  % Donnees groupe 2  % Modele : ville = [lat\_degre lat\_minute long\_degre long\_minute]  brun = [31 03.03 81 26.76]; %N W  sava = [32 09.63 81 06.75]; %N W    lat1 = brun(1) + brun(2)/60;  lon1 = - (brun(3) + brun(4)/60);    lat2 = sava(1) + sava(2)/60;  lon2 = - (sava(3) + sava(4)/60);    dlat = abs(lat2-lat1); %degres  dlon = abs(lon2-lon1); %degres    mlat = (lat1+lat2)/2; %degre  A = 60\*cos(deg2rad(mlat));    D = sqrt((60\*dlat)^2+(A\*dlon)^2); %nm    w = rad2deg(asin(dlat\*60/D)); %degres    % Calcul du True Course  if (dlat>=0 && dlon>=0)  TC=90-w;  else  if (dlat<0 && dlon >=0)  TC=90+w;  else  if (dlat<0 && dlon <0)  TC=270-w;  else  TC=270+w;  end  end  end    % %Valeurs trouvees sur geomag  % VAR\_brun = 6;  % VAR\_sava = 7;  % VAR = mean([VAR\_brun VAR\_sava]);    VAR = 4;  MC = TC + VAR;    %% QUESTION 2  %    WD = [0:10:360];  WV = [5:5:50];  TAS = [50, 100, 160, 450];    GS\_sans\_vent = zeros(length(TAS),length(WV));  GS\_vent\_dos = zeros(length(TAS),length(WV));  GS\_vent\_face = zeros(length(TAS),length(WV));    for j = 1:length(WV)  for i = 1: length(TAS)  GS\_sans\_vent(i,j)=TAS(i);  GS\_vent\_dos(i,j)=TAS(i)+WV(j);  GS\_vent\_face(i,j)=TAS(i)-WV(j);  end  plot(TAS,GS\_vent\_dos(:,j),'red'); hold on  plot(TAS,GS\_sans\_vent(:,j),'green');  plot(TAS,GS\_vent\_face(:,j), 'blue');  end  title('Graphique de la vitesse de l''avion par rapport au sol');  xlabel('TAS (noeuds)');  ylabel('GS (noeuds)');  legend ('Vent dans le dos', 'Sans vent', 'Vent de face');  hold off    WA = TC - WD;    WCA = zeros(length(TAS),length(WV), length(WD));  GS = zeros(length(TAS),length(WV), length(WD));  MH = zeros(length(TAS),length(WV), length(WD));  for k=1:length(TAS)  for j=1:length(WV)  M{j} = ['WV = ' num2str(WV(j))];  for i=1:length(WA)  WCA(i,j,k) = rad2deg(asin(sin(deg2rad(WA(i)))\*WV(j)/TAS(k)));  MH(i,j,k) = TC + VAR - WCA(i,j,k);  GS(i,j,k) = TAS(k)\*sin(deg2rad(WA(i)-WCA(i,j,k)))/sin(deg2rad(WA(i)));  end  end  figure();  plot(WD, WCA(:,:,k))  titre = ['Graphique de l''angle de la derive pour une vitesse TAS = ' num2str(TAS(k))];  xlabel('WD (deg)');  ylabel('WCA (deg)');  title(titre);  legend(M)    figure();  plot(WD, MH(:,:,k))  titre = ['Graphique du cap magnetique pour une vitesse TAS = ' num2str(TAS(k))];  xlabel('WD (deg)');  ylabel('MH (deg)');  title(titre);  legend(M)    figure();  plot(WD, GS(:,:,k))  titre = ['Graphique de la vitesse par rapport au sol (GS) pour une vitesse TAS = ' num2str(TAS(k))];  xlabel('WD (deg)');  ylabel('GS (noeuds)');  title(titre);  legend(M)  end |