

UNIVERSITÉ DE SHERBROOKE

Faculté de génie

Département de génie électrique et informatique

RÉSULTATS ET VALIDATION PROJET 3

GEI 720 Commande multivariable appliquée à l'aérospatiale

PRÉSENTÉ À

Jean DE LAFONTAINE

PAR

Oussama BOUSSELSAL

Sebastien DEMERS

Sherbrooke (Québec) Canada Novembre 2016

Table des matières

PARTIE A : Design du régulateur	3
P3-1.....	3
P3-2.....	3
P3-3.....	4
P3-4.....	4
P3-5.....	5
PARTIE B : Design de l'observateur	7
P3-6.....	7
P3-7.....	7
P3-8.....	7
P3-9.....	8
PARTIE C : Couplage de l'observateur et du régulateur.....	8
P3-10	10

PARTIE A : Design du régulateur

P3-1

On choisit les pôles dominants de sorte que le temps de stabilisation de $t_s \leq 8s$ et le facteur d'amortissement est $\sqrt{2}/2$. Les pôles du deuxième mode sont placés selon un "scale" de facteur 4. Voir figure ci-dessous.

```
Ts = 8;
Zeta = sqrt(2)/2;
Wn = 4/(Zeta*Ts);
Poled_1 = -Zeta*Wn + Wn*sqrt(1-(Zeta^2))*1j;
Poled_2 = -Zeta*Wn - Wn*sqrt(1-(Zeta^2))*1j;
Facteur_pole = 1/4;
Wn2 = 4/(Zeta*Ts*Facteur_pole);
Poled_3 = -Zeta*Wn2 + Wn2*sqrt(1-(Zeta^2))*1j;
Poled_4 = -Zeta*Wn2 - Wn2*sqrt(1-(Zeta^2))*1j;
Poled = [Poled_1, Poled_2, Poled_3, Poled_4];
```

Poles desirés : $-0.5 \pm 0.5i$ & $-2 \pm 2i$

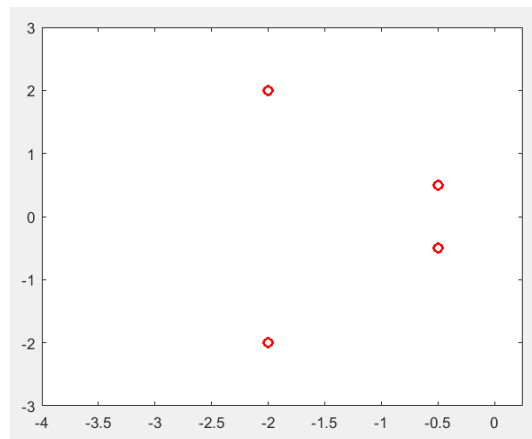


Figure 1: Poles

P3-2

```
% Question P3-2
% COMMANDABILITÉ PAR RETOUR D'ÉTAT
%
% Methode 1 :
M = ctrb(A,B);
M = rank (M);
fprintf('\nLe rang de la matrice M = %d\n', M);
fprintf('La dimension de la matrice A = %d\n', length(A));

%Methode 2 :
[P,V]=eig(A);
M2 = inv(P)*B;
disp('Aucune range de inv(P) * B est nulle ');
disp(M2);

%Methode 3 : Vérification s'il y a annulation pôle-zéro
Bdelta = B(:,1);
Ddelta = D(:,1)
```

```

[num,den] = ss2tf(A, Bdelta, C, Ddelta);

[r, c] = size(num);
for i = 1:r
    Zero = roots(num(i,:));
end
Zero
Pole = roots(den)
disp('Tous les pôles sont différents des zéros:')
disp('Resultat : complètement commandable')

```

P3-3

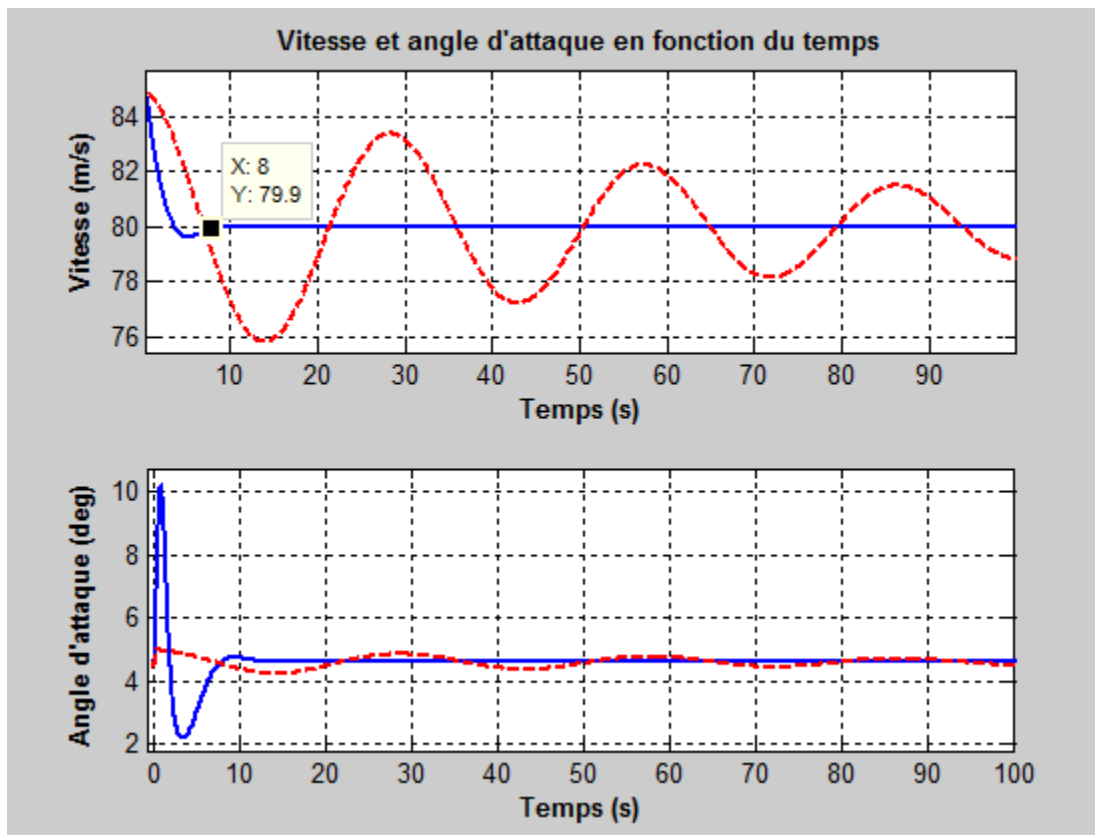
```

% Calcul de la matrice de gain K
K = place(A,Bdelta,Poled);
disp('Matrice K pour les poles desirees choisis ')
disp(K)
disp('Verification que mon calcul marche eig(A-B*K)= P')
tmp=eig(A-Bdelta*K);
disp(Poled);
disp(tmp);
K = [0.0317    3.2770   -0.6819    0.1107]

```

P3-4 : Validation du design

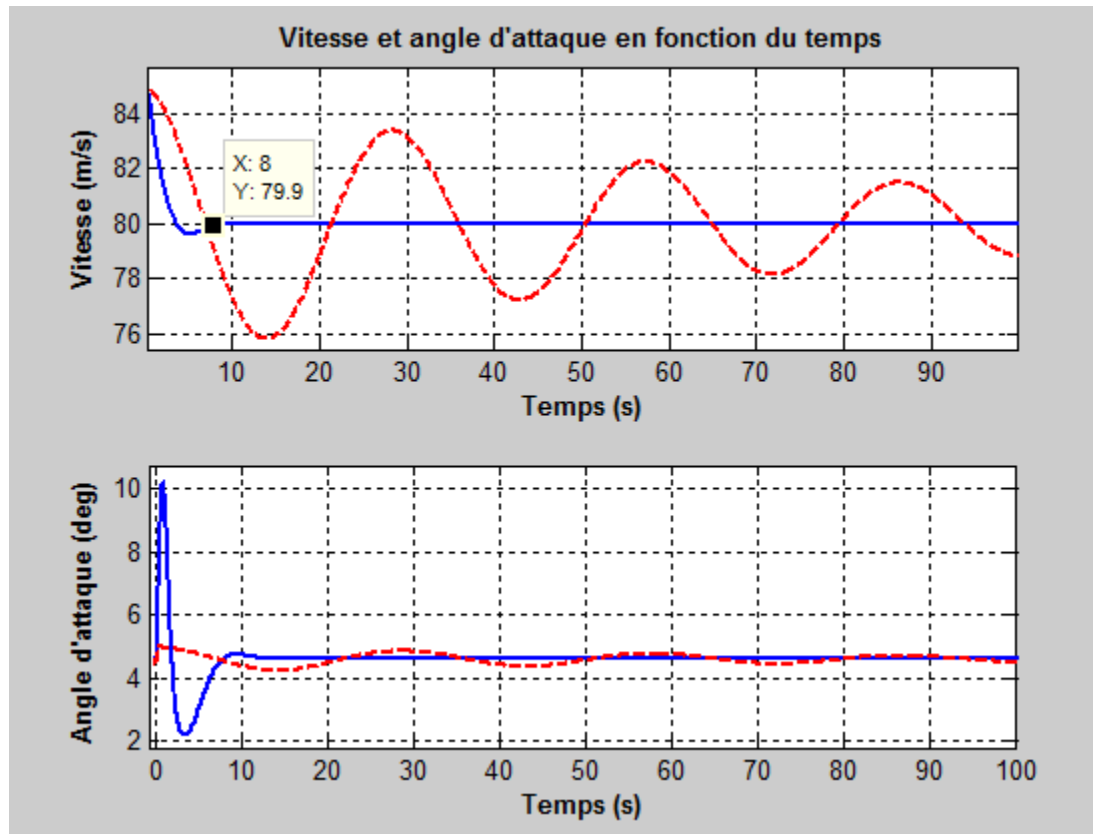
Mettre le switch case a 1 pour simuler le fichier « AVION_CONTROL » et on peut voir la différence entre le système asservie et non asservie



Vous pouvez vérifier le reste des simulations, mais on peut voir qu'on l'avion se stabilise à 80 km/h après seulement 8s.

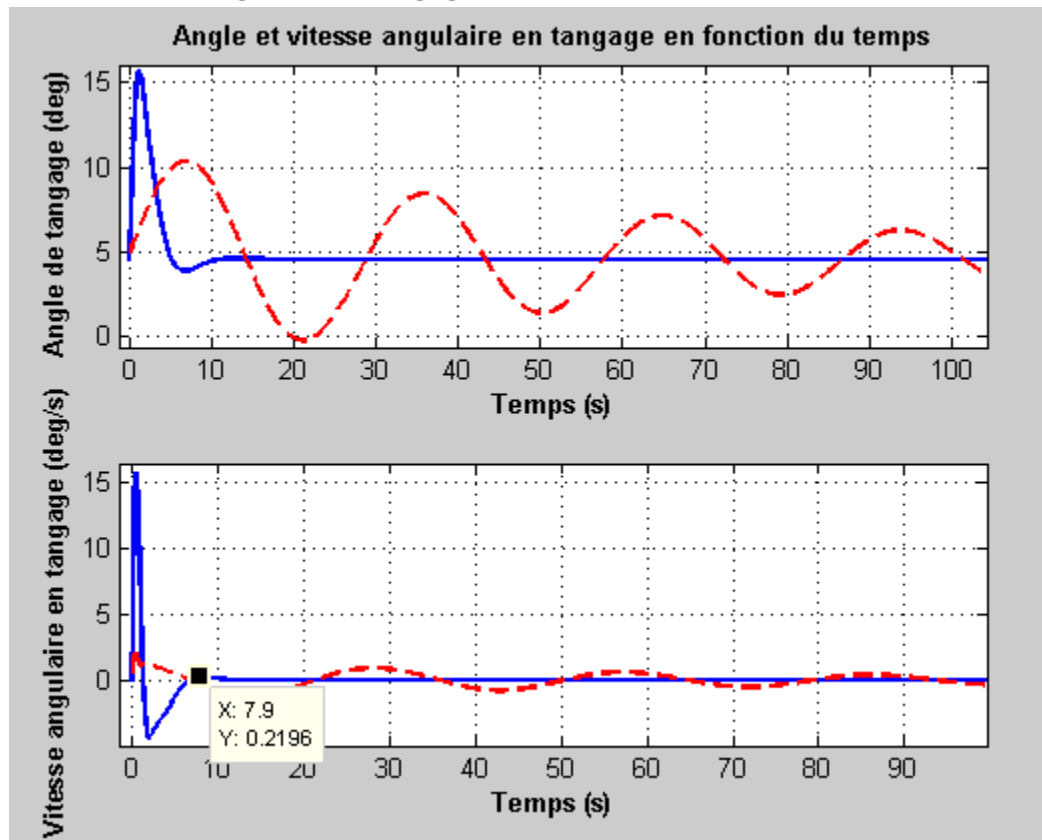
P3-5 : La comparaison des performances des deux systèmes :

a. La vitesse



On peut voir que le système asservi (en bleu) se stabilise à 79.9 Km/h après 8 secondes. Il respecte bien les spécifications demandées, par contre pour atteindre ces spécifications l'angle d'attaque passe à une valeur de 10 degrés.

b. Vitesse angulaire de tangage :



On peut voir aussi que 8s est le temps nécessaire pour atteindre les spécifications pour la vitesse angulaire.

PARTIE B : Design de l'observateur

P3-6

```
%P3-6 : Donner et justifier le choix des pôles de l'observateur Pe.  
% On choisit de placer les poles de l'observateur a un facteur 2 des  
poles  
% du regulateur.  
Facteur_Pe = 2;  
Pe = Poled * Facteur_Pe;
```

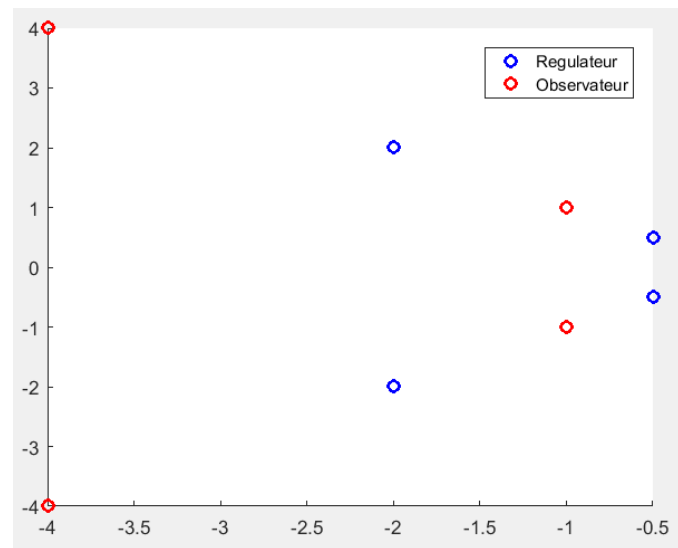


Figure 2

P3-7 : L'observabilité du système avec :

a. Obsv(A,C)

```
'Ob = obsv(A,C);
```

```
unob = length(A)-rank(Ob);'
```

Qui donne un résultat de 0 dans notre cas c'est ce qui est attendu.

b. Les 2 fonction ctrb et obsv

On utilise le système suivant :

```
Co = ctrb(A,B);
```

```
unco = length(A) - rank(Co);
```

Qui donne qu le system Est contrôlable et observable.

P3-8

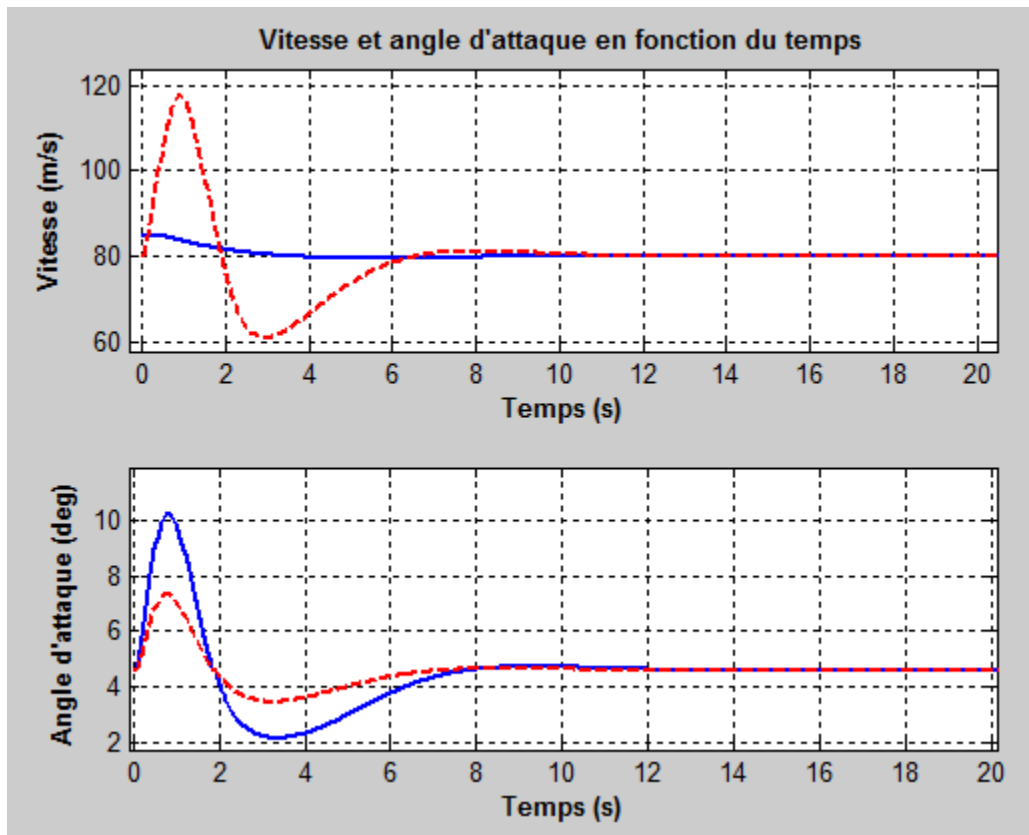
```
%P3-8 : Calcul de la matrice Ke  
CC = [0 0 0 1];  
Ke = place(A',CC',Pe')';  
disp('Matrice Ke pour les poles desirees choisis ')  
disp(Ke)  
disp('Verification que mon calcul marche eig(A-Ke*)= P')  
tmp=eig(A-Ke*CC);
```

```
disp(Pe');
disp(tmp);
```

P3-9

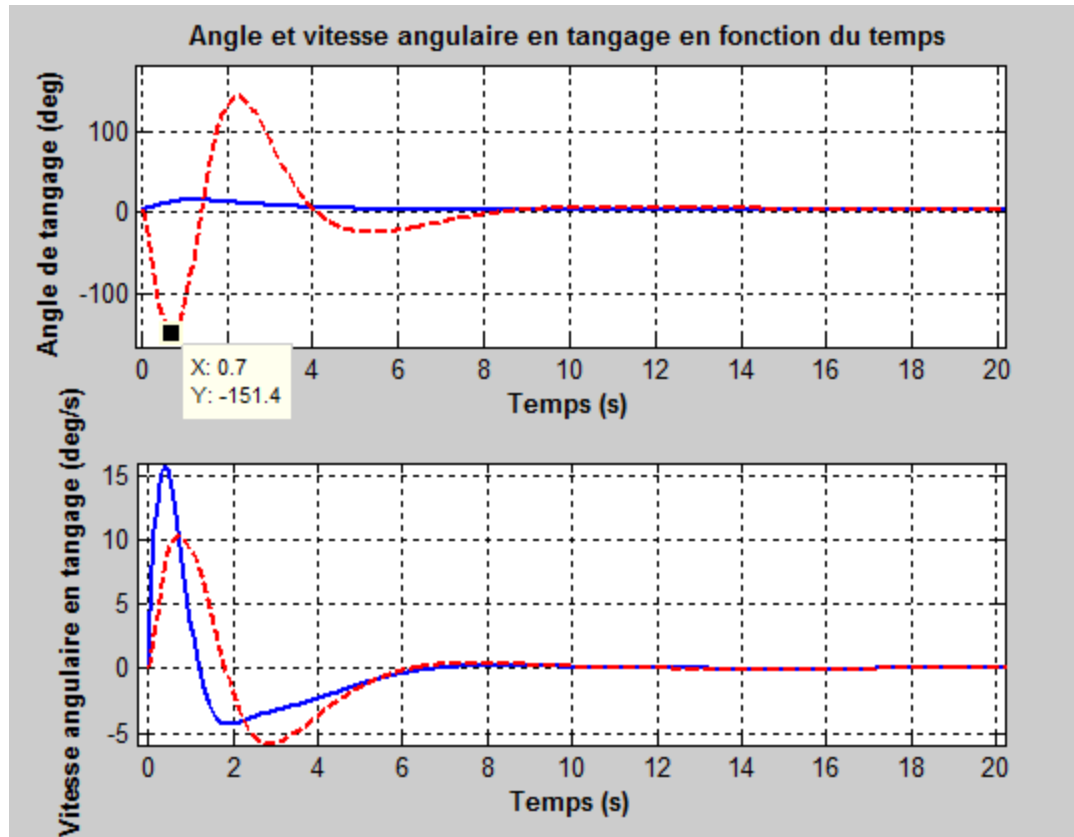
```
Aobs = A - Ke*CC;
Bobs = [B(:,1) Ke];
Cobs = eye(4);
Dobs = [0 0 0 0; 0 0 0 0]';
```

Les résultats :



On voit une bonne différence entre le système observé et réel puisque le système observé pense que l'avion est à 80 km/h au moment zéro et de cette façon il agit drastiquement pour corriger ce problème et de cette manière on remarque il atteint une vitesse de presque 120 km/h en deux secondes. Par contre, l'angle d'attaque est plus petit durant la période de stabilisation.

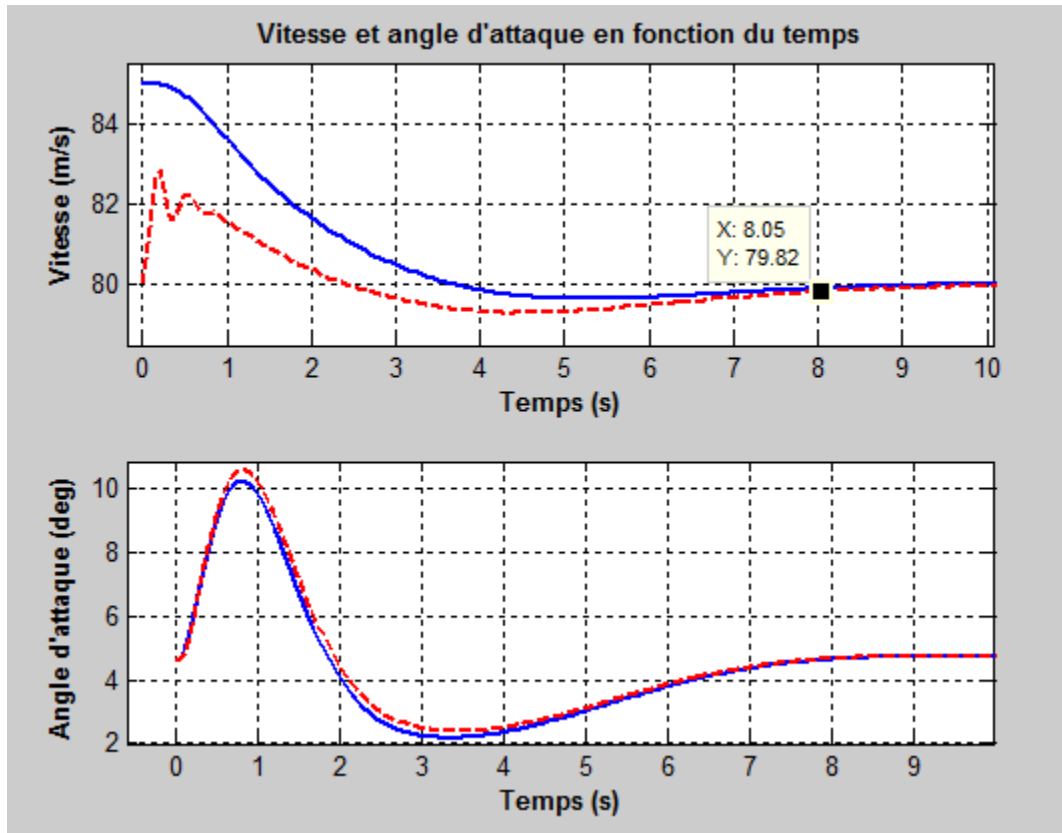
Pour ce qui est de l'angle de tangage, l'observateur passe d'un angle -150 degrés à 150 degrés en quelques secondes pour pouvoir assurer une stabilisation durant les 8 premières secondes. Ce qui dans un cas réel est impossible je crois. Certes, la vitesse en tangage est réduite mais le changement dans l'angle de tangage est trop important.



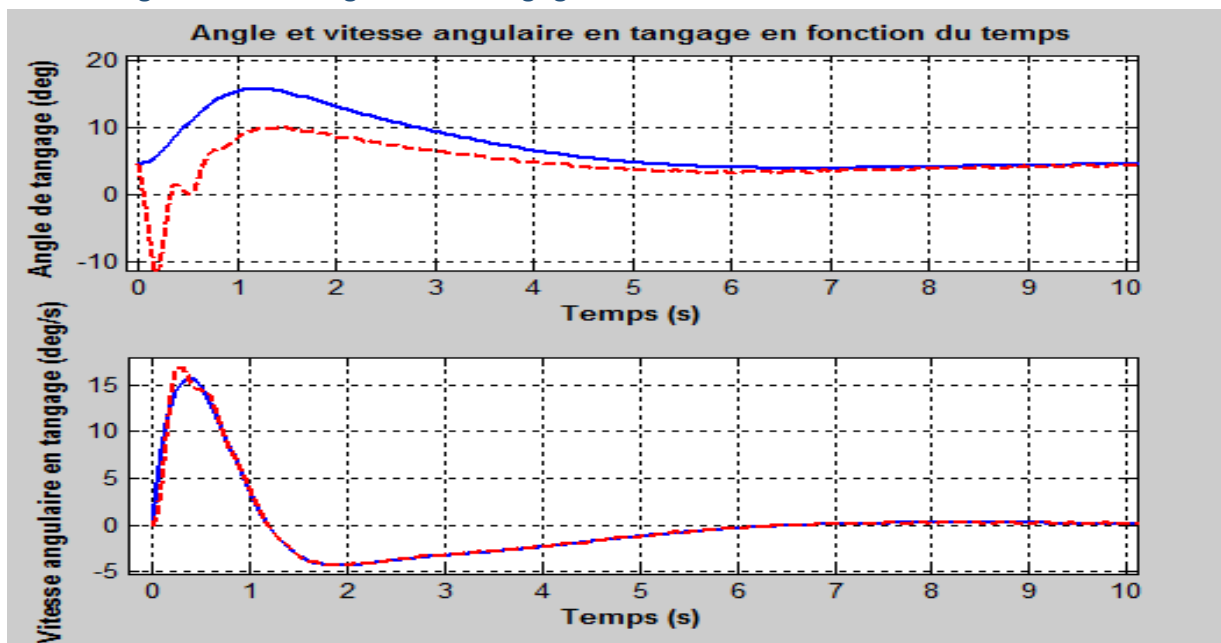
PARTIE C : Couplage de l'observateur et du régulateur

P3-10 : les graphiques demandés :

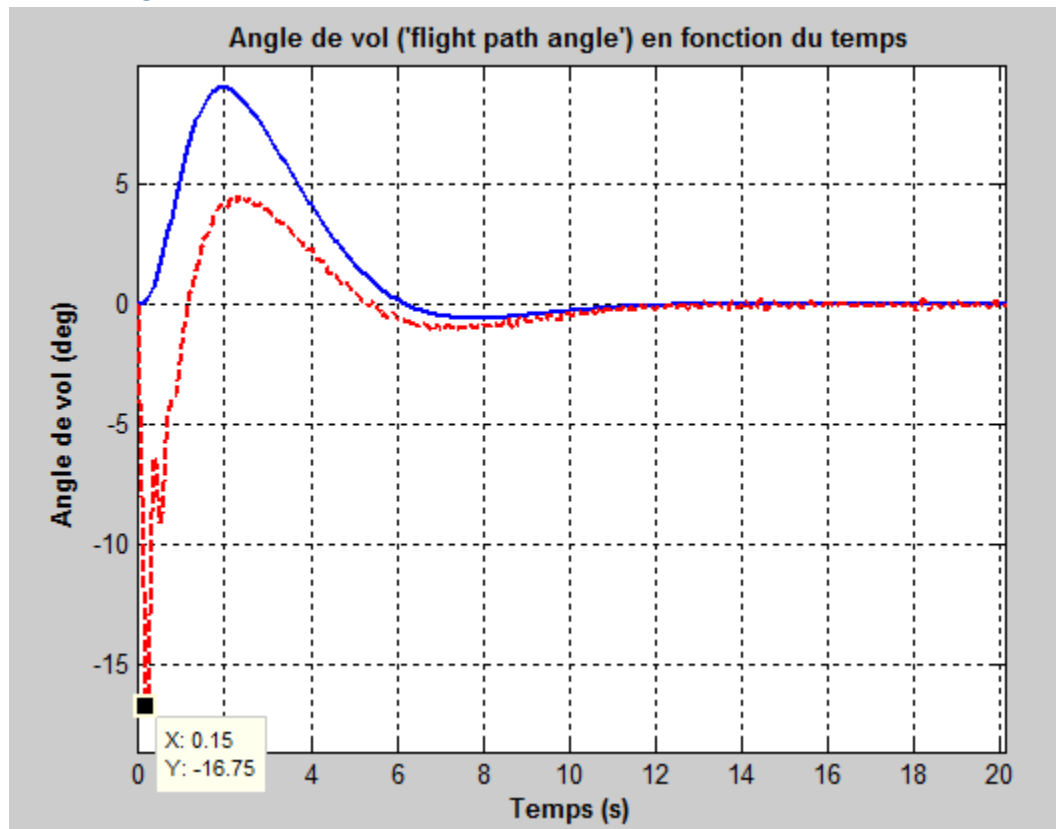
a. Vitesse & angle d'attaque en fonction du temps



b. Angle et vitesse angulaire en tangage



c. Angle de vol



d. Altitude en fonction de la position horizontale

