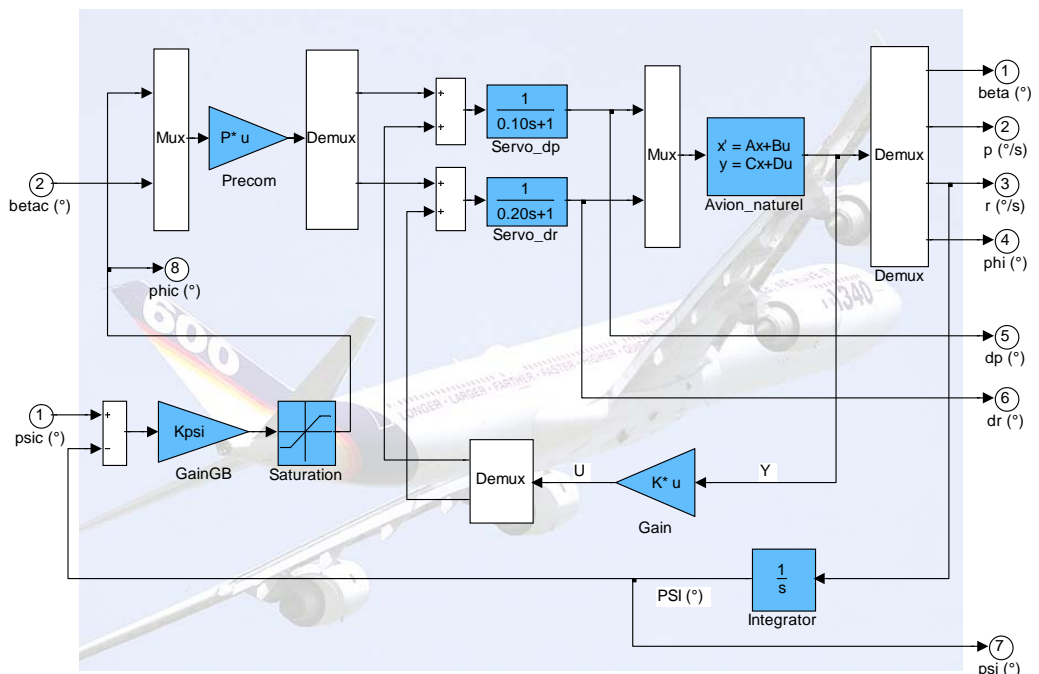


CHALIGNE Charles



## Conception d'un pilote automatique par commande modale sur le plan horizontal d'une cellule d'A340 linéarisées.



5ieme année ESTACA

# Sommaire

<b>PRESENTATION DES OUTILS INFORMATIQUES FOURNIS .....</b>	<b>2</b>
1. PRESENTATION DU MODELE DE L'AVION A ETUDIER .....	2
2. PRESENTATION DES MODELES DU SYSTEME A ETUDIER .....	2
3. PRESENTATION DE L'APPLICATION ANA340 .....	5
<b>ANALYSE DE L'AVION NATUREL (SCHEMA SIMULINK "SB340") .....</b>	<b>6</b>
1. LIEU DES RACINES EN BO .....	6
2. REPONSE EN BO A UNE PERTURBATION $BETA_0=2^\circ$ .....	7
3. REPONSE EN BO A UNE PERTURBATION $PHI_0=10^\circ$ .....	8
4. BILAN DES CARACTERISTIQUES DE L'AVION NATUREL .....	9
<b>REGLAGE D'UNE FONCTION PILOTAGE - ETAPE 1 : RETOUR D'ETAT .....</b>	<b>10</b>
1. PLACEMENT DE STRUCTURE PROPRE (LOI 2 - DECOUPLAGE BETA / PHI) .....	10
2. REPONSE DE LA LOI 2 A UNE PERTURBATION $BETA_0=2^\circ$ .....	12
3. REPONSE DE LA LOI 2 A UNE PERTURBATION $PHI_0 = 10^\circ$ .....	12
4. BILAN DE LA METHODE : .....	13
<b>REGLAGE D'UNE FONCTION PILOTAGE - ETAPE 2 : PRECOMMANDE .....</b>	<b>14</b>
1. BOUCLE DE BASE D'UN PA LATERAL (SCHEMA SB340I + REGLAGES DE LA LOI 2) .....	14
2. CONSIGNE $PHIC=10^\circ$ .....	14
3. CONSIGNE $BETAC=5^\circ$ .....	15
4. BILAN DE LA METHODE PRECOMMANDE .....	16
<b>AJOUT D'UNE FONCTION GUIDAGE - LE MODE HEADING .....</b>	<b>17</b>
1. AJOUT DE LA FONCTION DE GUIDAGE MAINTIEN DE CAP (SCHEMA SB340c + LOI 2) .....	17
2. CONSIGNE EN ECHELON SUR PSIC DE $60^\circ$ (LOI 2) : .....	18
3. CONSIGNE EN ECHELON SUR PSIC DE $180^\circ$ (LOI 2) : .....	18
4. CONSIGNE EN ECHELON SUR PSIC DE $180^\circ$ SANS SATURATION (LOI 2) : .....	19
5. BILAN DE LA METHODE HEADING. ....	20
<b>BILAN GENERAL ET EXTENSIONS. ....</b>	<b>21</b>

# Présentation des outils informatiques fournis

## 1. Présentation du modèle de l'avion à étudier

Le modèle du mouvement latéral de l'avion naturel se trouve dans le **fichier ml340**, qui contient la représentation d'état (matrices ABO BBO CBO DBO) et les conditions initiales X0. C'est un modèle linéarisé de l'A340 en approche (mouvement latéral) :

-----  
Cas de vol: 163 tonnes - centrage 30%

conf Full - Train sorti

1500 ft - 134 kts - Mach=0.21 - Pente=-3deg

Matrices d'état associées aux définitions suivantes:

X=[ beta p r phi ]'

U=[ dp dr ]'

Y=[ beta p r phi ]'=X

Tous les angles sont exprimés en degrés  
-----

### Matrices d'état (avion naturel)

ABO =

-0.0885	0.1176	-0.9300	0.1389
-0.9437	-0.8353	0.7155	0.0024
0.1020	-0.1917	-0.0841	-0.0042
0	1.0000	0.1054	0

BBO =

-0.0050	0.0194
-0.2213	0.0716
-0.0014	-0.1608
0	0

CBO =

1	0	0	0
0	1	0	0
0	0	1	0
0	0	0	1

DBO =

0	0
0	0
0	0
0	0

### Conditions initiales (avion à l'équilibre)

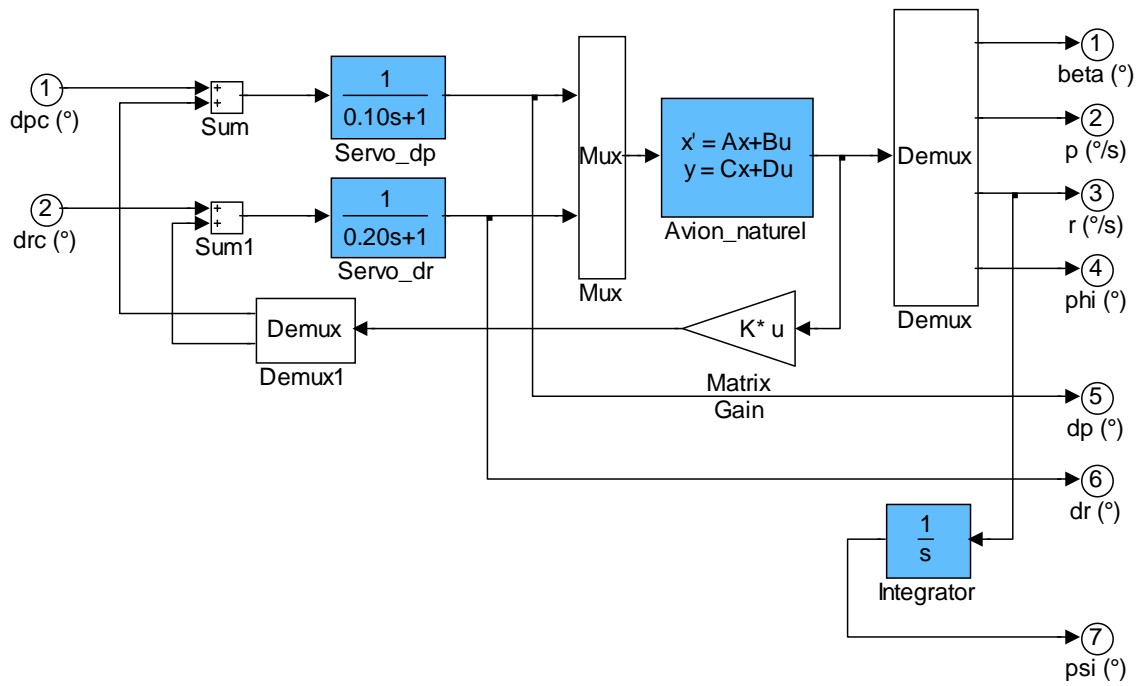
X0 =

0	'beta0'
0	'p0'
0	'r0'
0	'phi0'

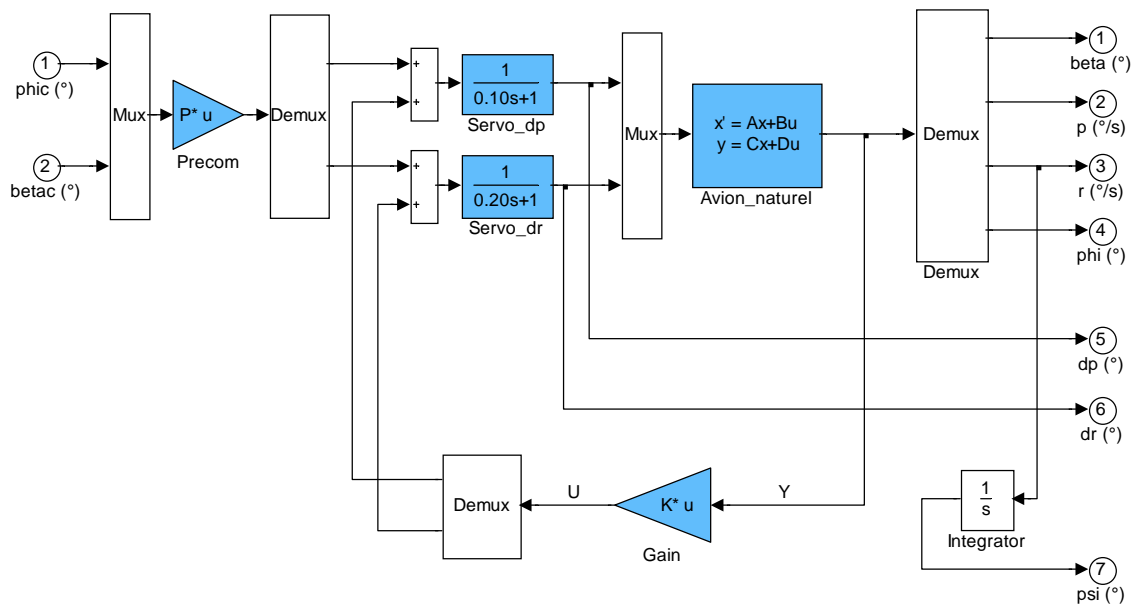
## 2. Présentation des modèles du système à étudier

Modèles Simulink utilisés :

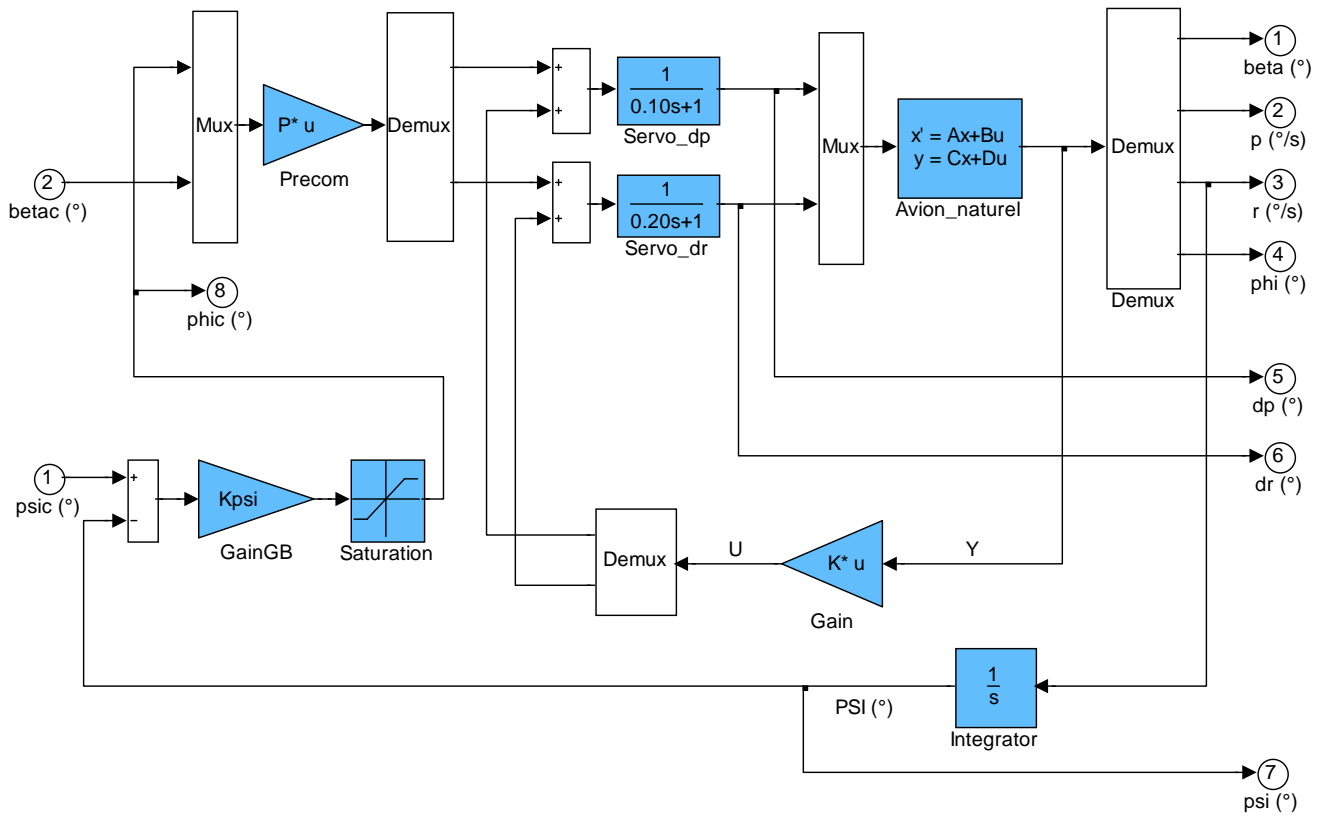
MODELE 1 - Modèle de l'avion asservi par retour d'état (modèle « sb340.mdl »)



MODELE 2 = MODELE 1 + précommande statique (modèle « sb340i.mdl »)



MODELE 3 = MODELE 2 + loi de guidage Maintien de Cap (modèle « sb340c.mdl »)



### 3. Présentation de l'application ana340

Les fonctions Matlab basiques pour l'analyse :

**Fonction de linéarisation d'un modèle Simulink**

```
[a,b,c,d]=linmod('sb340');
```

**Fonction d'analyse de stabilité**

```
[modes]=valpr(a,iprint);
```

**Fonction de simulation temporelle**

```
[t,x,y]=sim('sb340',tfin,x0,[],u);
```

**Fonction d'analyse fréquentielle**

```
[MAG,PHASE,W]=bode(a,b,c,d,IU,W);
```

Les fonctions basiques pour la commande modale :

**Placement de valeurs et vecteurs propres (commande modale)**

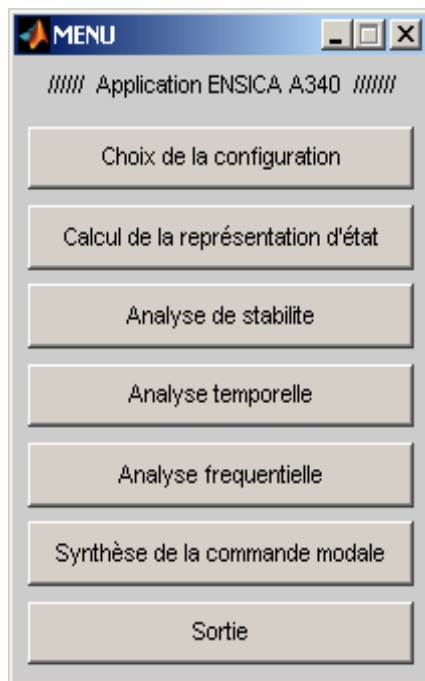
```
[V,W,K,IERR]=vep1(ABO,BBO,CBO,VAP,NF,CF);
```

**Calcul de la précommande pour le découplage statique**

```
[P]=pdec(ABO,BBO,K,H);
```

Mode opératoire : toutes ces fonctions ont été intégrées dans l'**application ana340**

**Menu principal de l'application ana340:**



Sélection du schéma de travail et des paramètres

Linéarisation du schéma Simulink

Calcul des pôles et visualisation

Simulation

Calcul et tracé des diagrammes de Bode

Calcul de la commande (retour et précommande statique)

Sortie de l'application

**Procédure pratique :**

- Laisser le fichier ana340 toujours ouvert sous l'éditeur Matlab
- Réaliser les modifications en fonction des tâches demandées
- Enregistrer ces modifications (sans fermer ana340)
- Relancer ana340
- Toujours sortir de l'application avant de réaliser des modifs sous l'éditeur

# Analyse de l'avion naturel (schéma Simulink "sb340")

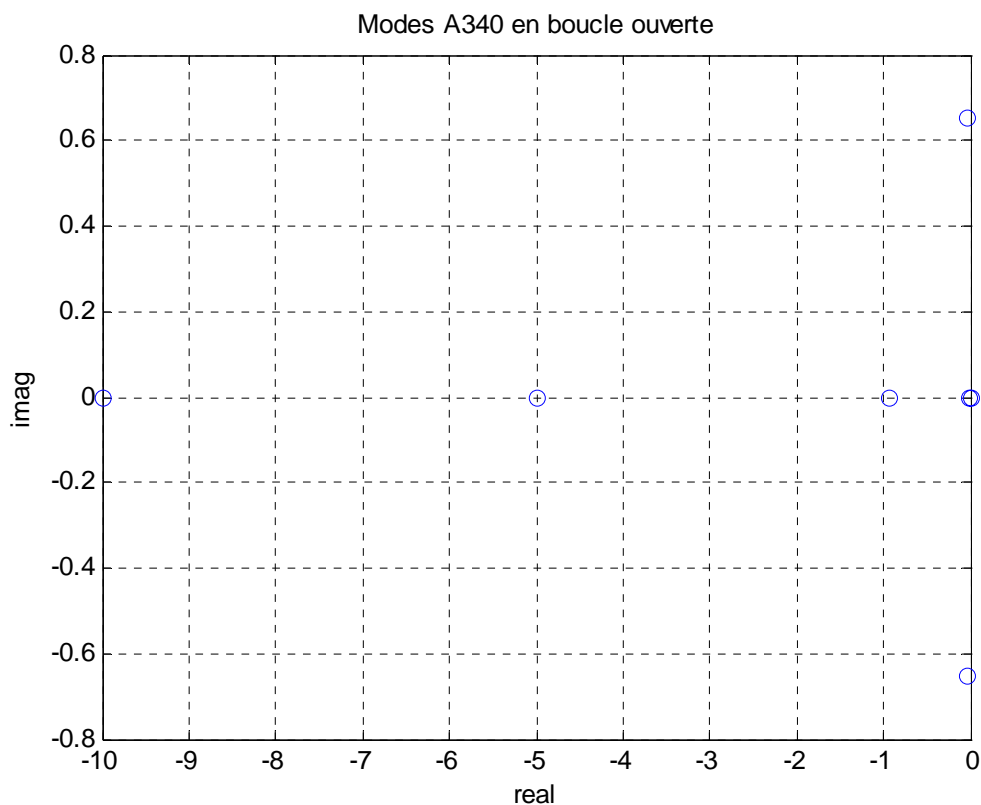
Le modele **SB340** a pour caracteristiques:

- > 2 entrees
- > 7 sorties
- > 7 etats continus
- > 0 etats discrets

L'affectation des etats est la suivante

```
'SB340/Avion_naturel'  
'SB340/Avion_naturel'  
'SB340/Avion_naturel'  
'SB340/Avion_naturel'  
'SB340/Servo_dp'  
'SB340/Servo_dr'  
'SB340/Integrator'
```

## 1. Lieu des racines en BO



Structure propre de l'avion naturel :

$[V,D]=\text{eig}(ABO)$

V =

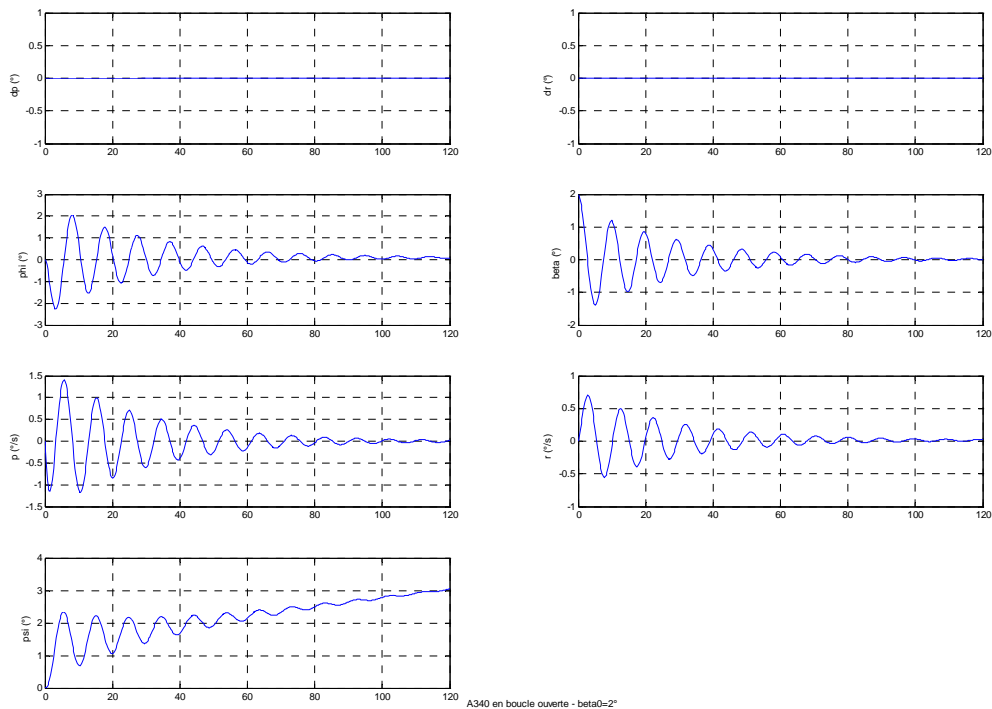
-0.1642	0.1772 - 0.4287i	0.1772 + 0.4287i	0.1182
-0.6616	-0.0037 + 0.4730i	-0.0037 - 0.4730i	-0.0160
-0.1256	-0.2034 - 0.0396i	-0.2034 + 0.0396i	0.1339
0.720	0.7199	0.7199	0.9838

D =

-0.9362	0	0	0	<u>&lt;=&gt; roulis spiral</u>
0	-0.0349 + 0.6513i	0	0	<u>&lt;=&gt; roulis hollandais</u>
0	0	-0.0349 - 0.6513i	0	<u>&lt;=&gt; roulis hollandais</u>
0	0	0	-0.0020	<u>&lt;=&gt; roulis pur</u>

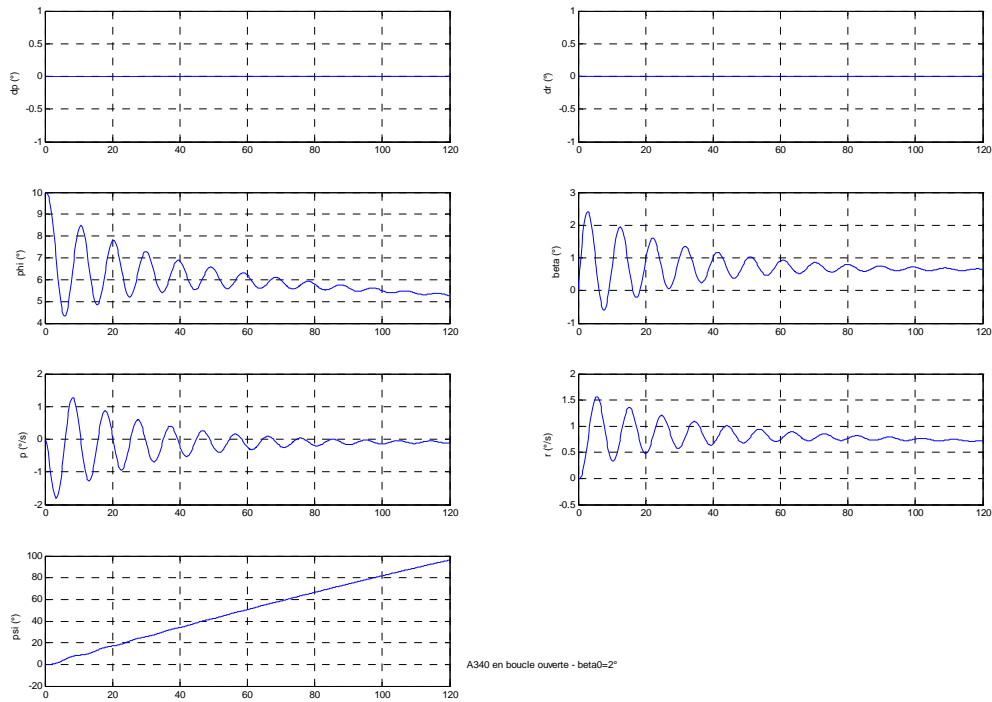
! cf. page suivante pour explication identification.

## 2. Réponse en BO à une perturbation $\beta_0=2^\circ$





### 3. Réponse en BO à une perturbation $\phi_0=10^\circ$



#### Caractéristiques des valeurs propres et identification:

p.reelle	p.imag.	fn (hz)	dzeta	fd (hz)	td/trep(s)	
0	0	0	-1.0000	0	Inf	<=> intégrateur pur
-0.0020	0	0.0003	1.0000	0	999	<=> <b>roulis spiral</b>
-0.0349	-0.6513	0.1038	0.0535	0.1037	9.6472	<=> <b>roulis hollandais</b>
-0.0349	0.6513	0.1038	0.0535	0.1037	9.6472	<=> <b>roulis hollandais</b>
-0.9362	0	0.1490	1.0000	0	3.2044	<=> <b>roulis pur</b>
-5.0000	0	0.7958	1.0000	0	0.6000	<=> actionneur
-10.0000	0	1.5915	1.0000	0	0.3000	<=> actionneur

#### 4. Bilan des caractéristiques de l'avion naturel.

Nous ne disposons ici que de la linéarisation de la cellule d'un A340 autour du point de vol considéré. Ce modèle est représenté grâce aux matrices d'états ABO, BBO, CBO et DBO. Toutes les conditions initiales ' $\beta_0$ ' ' $p_0$ ' ' $r_0$ ' et ' $\phi_0$ ' sont nulles.

Nous étudions alors la réaction de cette cellule à des perturbations instantanées de dérapage  $\beta_0=2^\circ$  et de roulis  $\phi_0=10^\circ$ .

La cellule est stable et amortie car elle revient à un point d'équilibre, et cela est confirmé par le fait que toutes les valeurs propres ont une partie réelle négative.

Cependant la variation de l'un des paramètres entraîne une variation de l'autre, il y a un couplage entre le lacet et le roulis.

Ce couplage est important car en effet pour  $\beta_0=2^\circ$  la variation maximale de  $\phi$  est de  $-2^\circ$  à  $2^\circ$  et pour  $\phi_0=10^\circ$  la variation maximale de  $\beta$  est de  $-0,5^\circ$  à  $2,2^\circ$ .

Dés lors, nous pouvons identifier les pôles du système ainsi :

- Le roulis spiral lié à  $\phi$ .
- Le roulis hollandais lié à  $\beta$ .
- Le roulis pur lié à  $\phi$ .

# Réglage d'une fonction Pilotage - Etape 1 : retour d'état

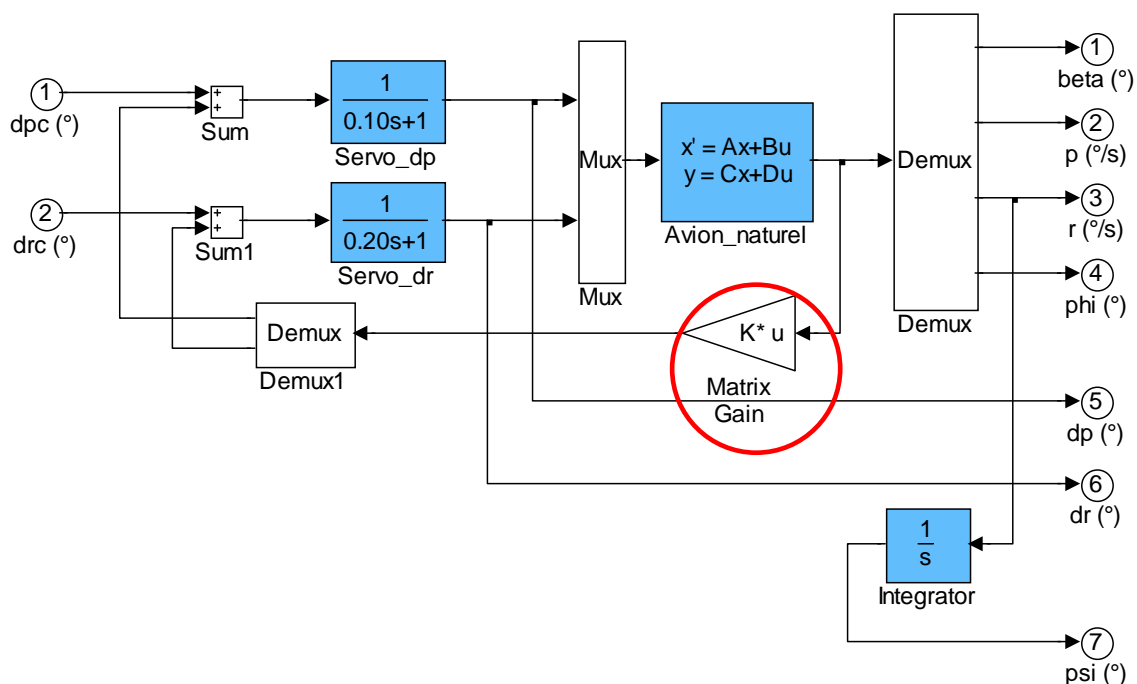
Il a été montré précédemment que la cellule seule présentait un couplage entre le roulis et le lacet, hors ce phénomène est très inconfortable donc intolérable dans un avion ayant des temps de vol de plusieurs heures. L'objectif ici est de supprimer ce couplage par l'intermédiaire d'un système automatique transparent pour le pilote.

Pour cela la méthode est la suivante :

## 1. Placement de structure propre (LOI 2 - Découplage Beta / Phi)

- Affecter les composantes des vecteurs propres désirés en renseignant NF et CF dans ana340
- Cherchera maintenant à découpler les états Beta et Phi:
  - » Les vecteurs propres désirés sont donc différents de ceux de l'avion naturel
- Comparer les dynamiques et les découplages obtenus (par rapport à l'avion naturel)

### MODELE 1 - Modèle de l'avion asservi par retour d'état (modèle « sb340.mdl »)



## LOI 2 : découplage dynamique :

### >> Correcteur K:

```
-5.0933  2.4572  5.3869  2.0965
-3.5671 -1.8364  6.0048 -0.6898
```

>>> Le retour d'état K est disponible...

### >> Modes demandés en BF VAP:

```
-1.0000      -0.6000 - 0.6000i -0.6000 + 0.6000i -0.5000
```

### >> Composantes demandées des vecteurs propres en BF CF:

	$\lambda_1$	$\lambda_2$	$\lambda_3$	$\lambda_4$
$\beta$	0	1	1	0
$\varphi$	1	0	0	1

Nous affectons ici le roulis pur ( $\lambda_1$ ) et le roulis spiral ( $\lambda_4$ ) à  $\varphi$  et le roulis hollandais ( $\lambda_2 \lambda_3$ ) à  $\beta$

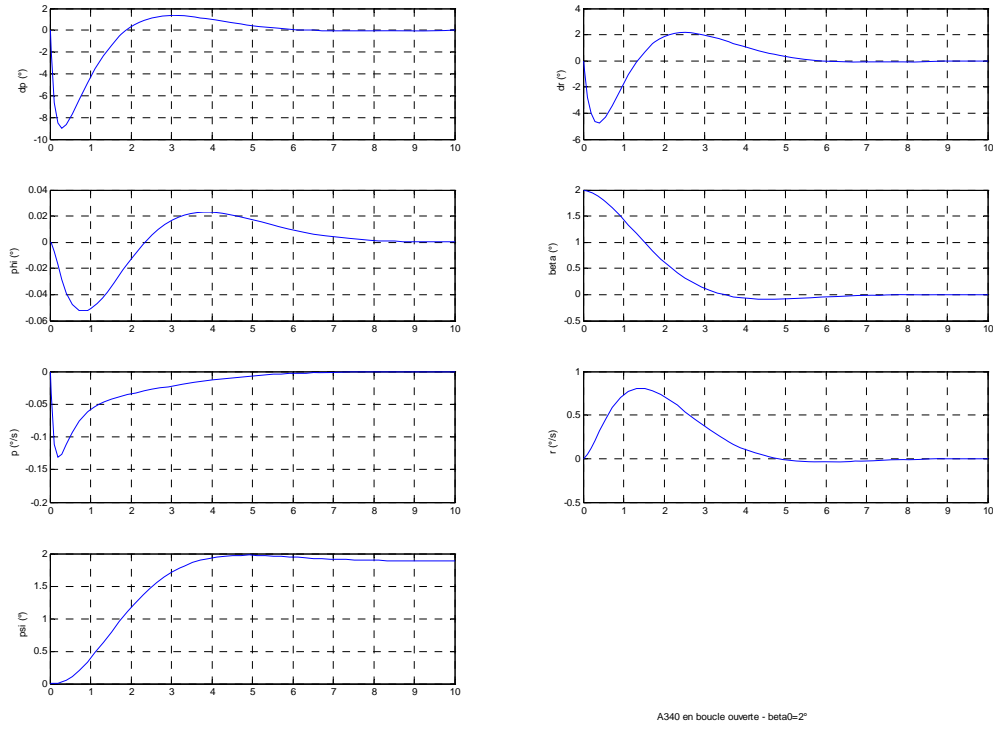
### >> Composantes obtenues des vecteurs propres en BF V:

```
0.0000  1.0000  1.0000 -0.0000
-1.0056 -0.1327  0.0164 -0.5100
0.0535  1.2595 -0.1560  0.0946
1.0000   0     -0.0000  1.0000
```

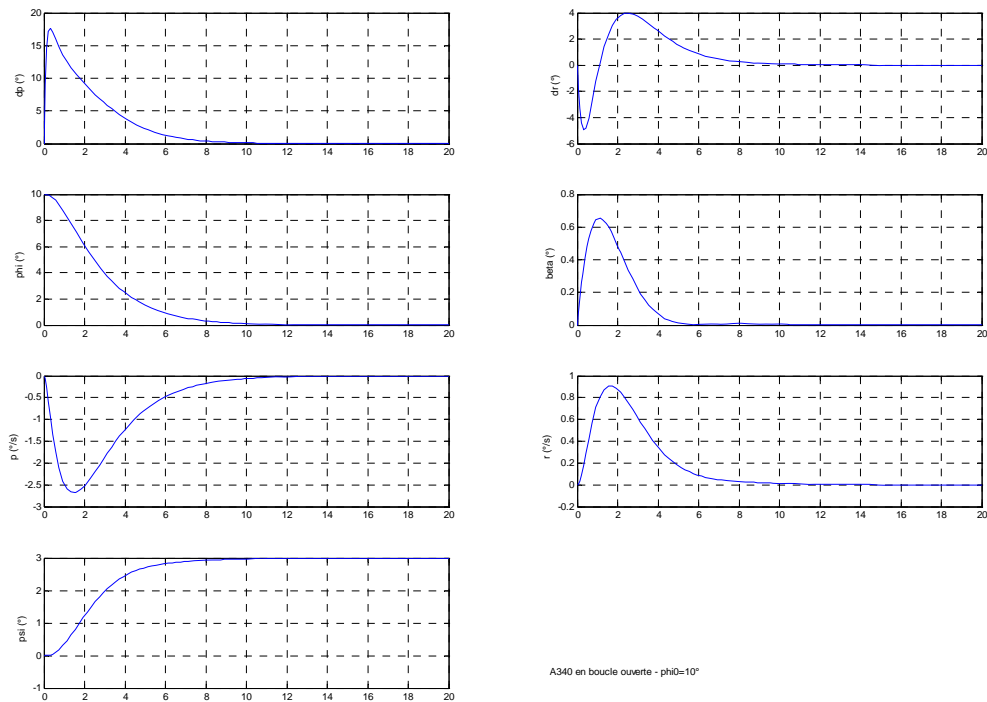
### Valeurs propres obtenues (attention : influence des servos...):

p.reelle	p.imag.	fn (hz)	dzeta	fd (hz)	td/trep(s)
0	0	0	-1.0000	0	Inf
-0.5196	0	0.0827	1.0000	0	5.7739
-0.6787	-0.6941	0.1545	0.6991	0.1105	9.0527
-0.6787	0.6941	0.1545	0.6991	0.1105	9.0527
-1.0604	0	0.1688	1.0000	0	2.8292
-3.7000	0	0.5889	1.0000	0	0.8108
-9.3707	0	1.4914	1.0000	0	0.3201

## 2. Réponse de la LOI 2 à une perturbation $\beta_0=2^\circ$



## 3. Réponse de la LOI 2 à une perturbation $\phi_0 = 10^\circ$



#### 4. Bilan de la méthode :

- Placement de structure propre (LOI 2 - Découplage Beta / Phi)

L'objectif est atteint, il n'y a plus de couplage prononcé entre le roulis et le lacet et la cellule reste stable.

En effet la norme de la variation engendrée est divisé par plus de 10 ; ainsi une brusque rafale de vent de travers simuler ici par une perturbation sur le dérapage beta devient insensible par les passagers car elle n'engendre plus de roulis et réciproquement le roulis n'engendre plus de lacet.

Le système ici mis en place est transparent pour le pilote et est toujours actif, il permet d'une certaine manière de lisser le comportement de l'avion. Il faut rappeler que cela est beaucoup plus facile à réaliser grâce à des CDVE : commande de vol électrique.

Ainsi il faut noter que ce système ne fait pas parti du pilote automatique mais d'une aide au pilotage.

# Réglage d'une fonction Pilotage - Etape 2 : précommande

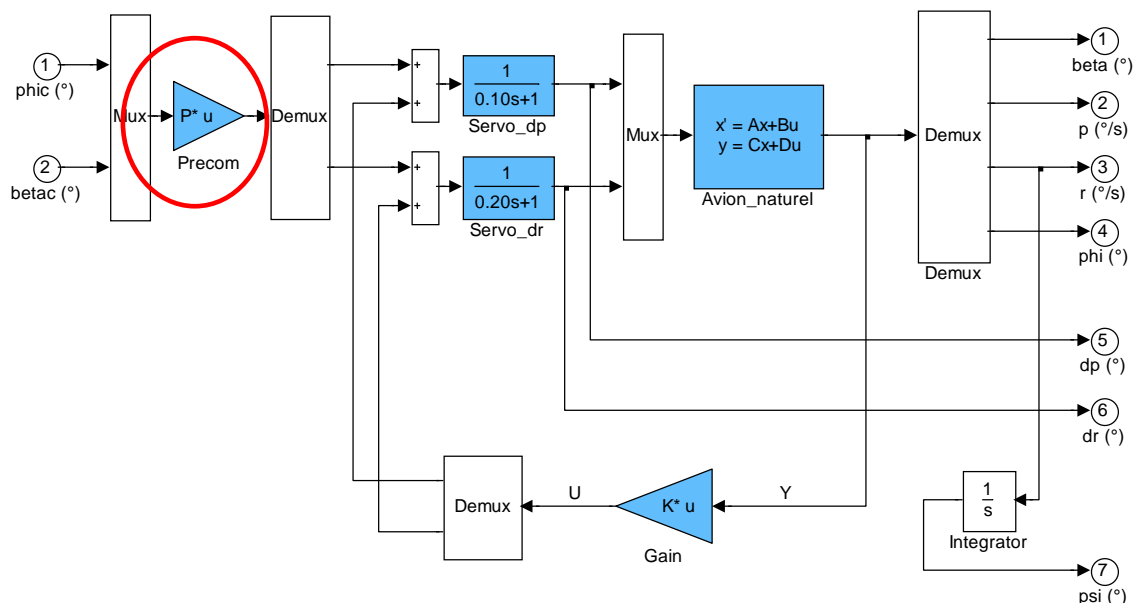
Maintenant que notre cellule est stable et découplée, l'objectif est d'introduire un système permettant d'établir et de conserver de façon automatique une consigne en roulis Phic et/ou en dérapage Betac. Pour cela nous conservons le retour d'état K et nous introduisons une précommande P :

## 1. Boucle de base d'un PA latéral (schéma sb340i + réglages de la LOI 2)

### Calculer la précommande de découplage statique

- Les objectifs de découplage statique sont choisis en définissant la matrice H telle que  $E = H.X$  pour  $t=t_{final}$ , avec  $X=état=[\text{beta } p \text{ r } \text{phi}]$  et  $E=$ nouvelles entrées du système =  $[\text{phic } \text{betac}]$
- La précommande statique P a été calculée en même temps que les gains K

### MODELE 2 = MODELE 1 + précommande statique (modèle « sb340i.mdl »)



### LOI 2 : découplage dynamique :

#### >> Correcteur K:

-5.0933 2.4572 5.3869 2.0965  
 -3.5671 -1.8364 6.0048 -0.6898

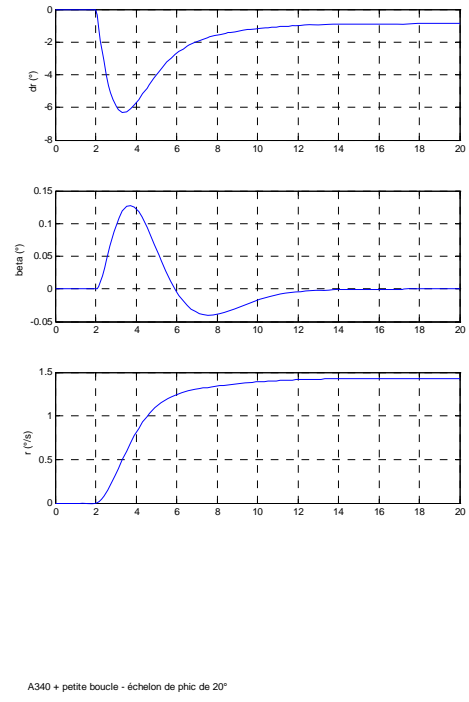
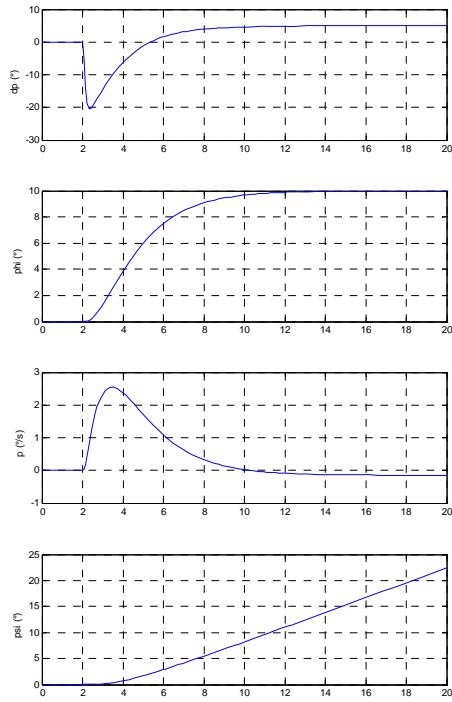
>>> Le retour d'état K est disponible...

#### >> Précommande de découplage statique P:

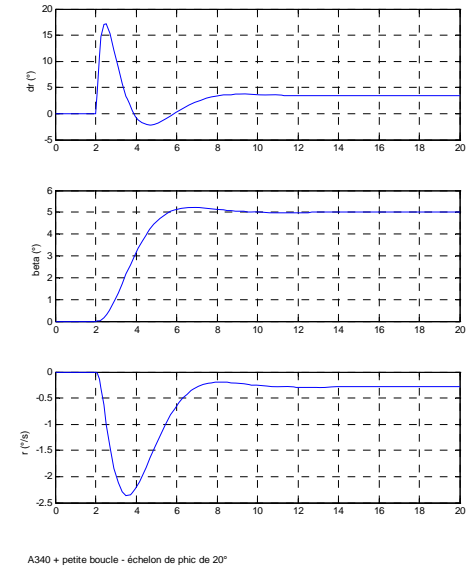
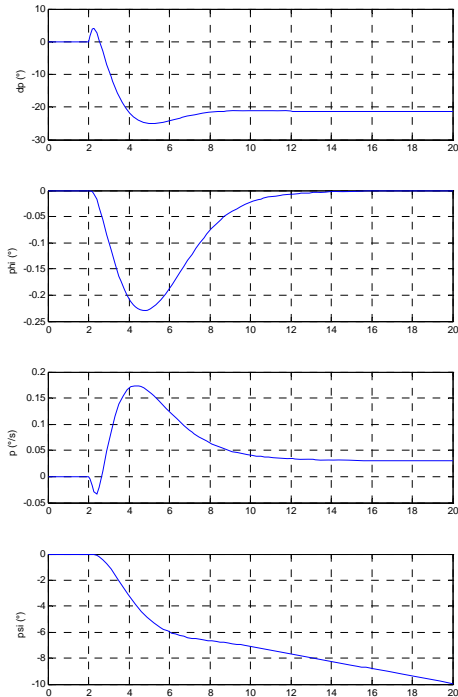
-2.3278 1.1389  
 -0.2834 4.6150

>>> La précommande statique P est disponible...

### 2. Consigne phic=10°.



### 3. Consigne betac=5°.





#### 4. Bilan de la méthode précommande.

Nous avons ici réalisé une fonction de base d'un pilote automatique permettant d'imposer et de conserver une assiette latérale et/ou un dérapage.

Le résultat est satisfaisant car :

- le couplage  $\beta/\phi$  reste insensible.
- l'établissement de la consigne se fait presque sans dépassement
- la commande ne fait pas intervenir d'erreurs permanentes de position
- le temps d'établissement est de l'ordre de 15 sec pour les 2 cas, ce qui est cohérent avec les périodes des consignes plausibles.

# Ajout d'une fonction Guidage - Le mode Heading

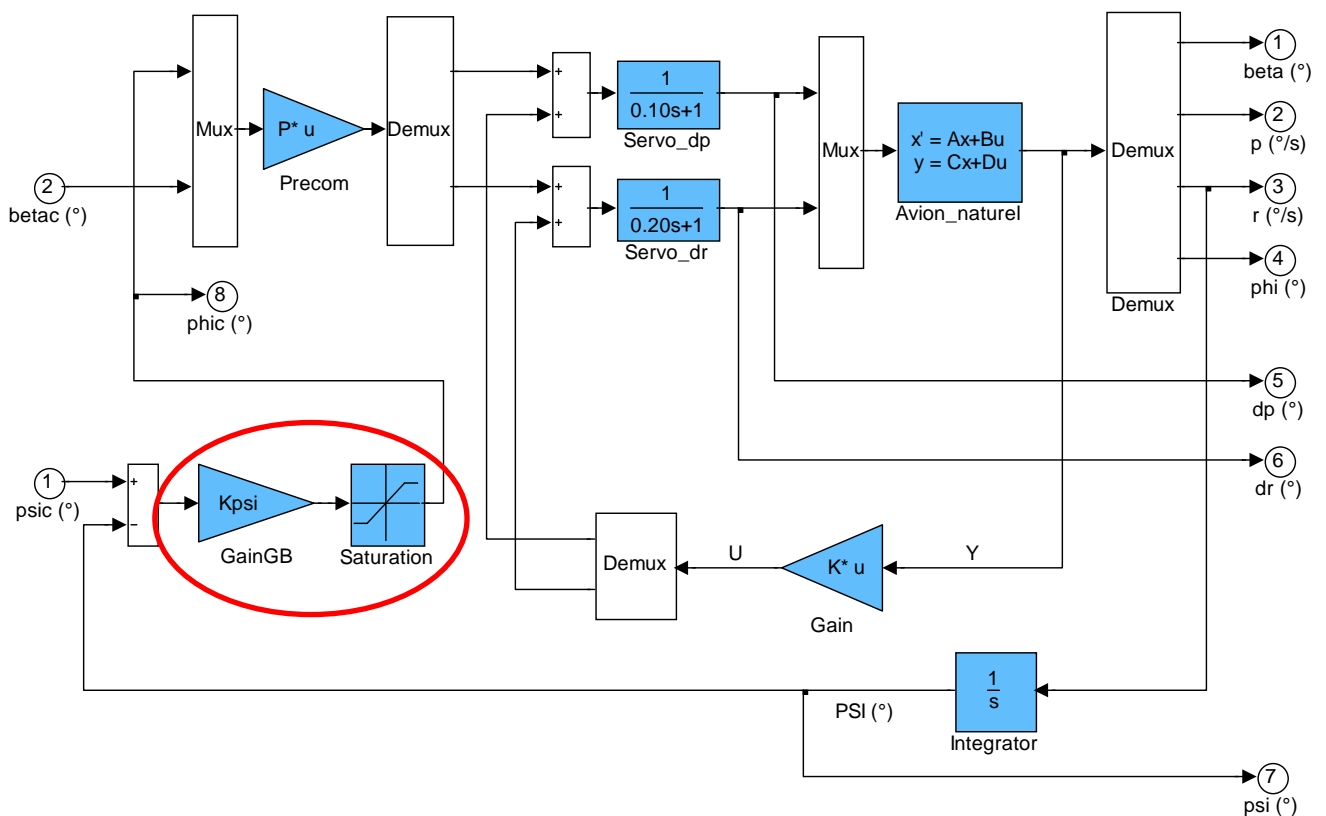
A ce stade nous disposons d'une cellule stable, découplé et capable de conserver une consigne en assiette latérale et/ou en dérapage. Cependant le control aérien ne donne pas comme consigne une assiette latérale mais un cap à suivre, il faut donc adjoindre à tout le reste un système permettant de suivre une consigne en cap.

## 1. Ajout de la fonction de guidage maintien de cap (schéma sb340c + LOI 2)

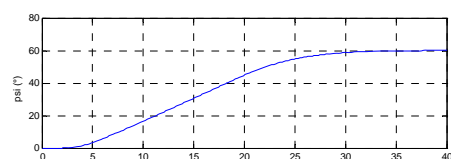
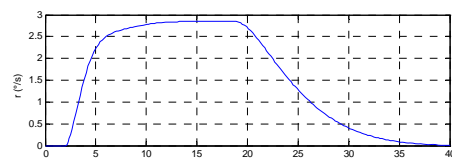
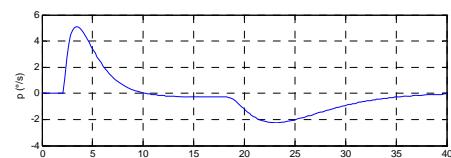
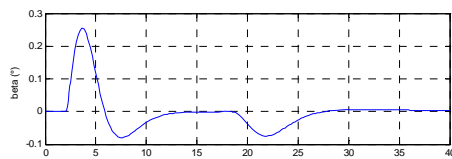
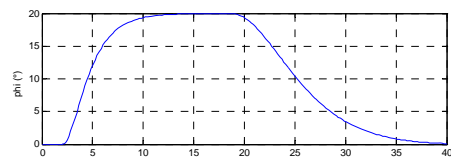
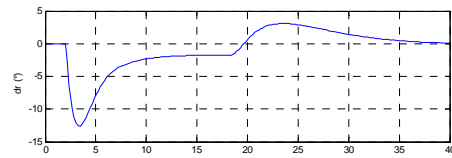
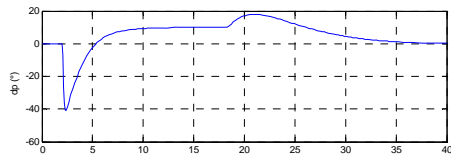
Pour cela nous créons un signal d'erreur entre  $\psi_{ic}$  et  $\psi_i$ , ici  $\psi_i$  est obtenu en intégrant «r» (cette méthode est approximative mais n'a pas de conséquences).

En suite, nous transformons cette erreur de cap en erreur d'assiette latérale grâce à un gain et une saturation. La valeur du gain permet de jouer sur la rapidité du système et est paramétrée à 1 pour un résultat standard. De même la saturation est paramétrée à  $\pm 20^\circ$  ce qui garantit un compromis performance / confort passager optimal.

### MODELE 3 = MODELE 2 + loi de guidage Maintien de Cap (modèle « sb340c.mdl »)

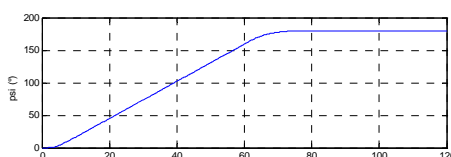
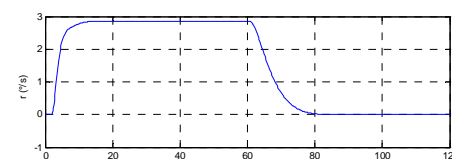
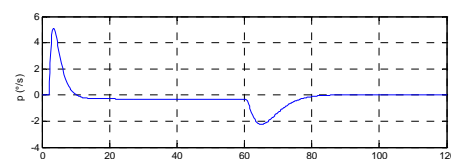
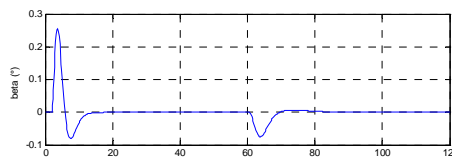
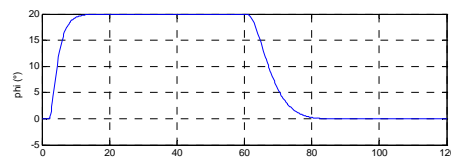
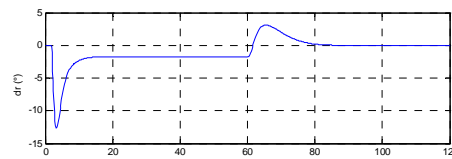
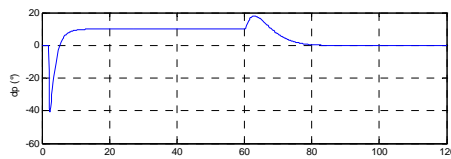


## 2. Consigne en échelon sur Psic de 60° (LOI 2) :



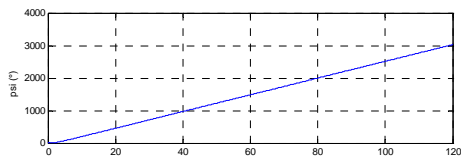
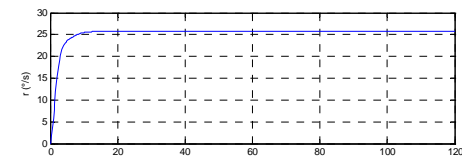
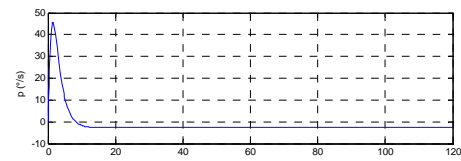
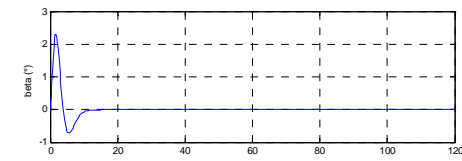
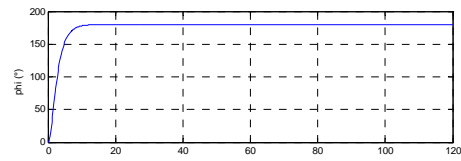
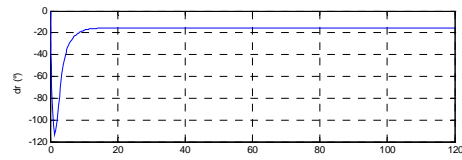
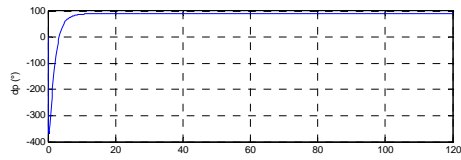
A340 + PA complet - échelon de cap de 60°

## 3. Consigne en échelon sur Psic de 180° (LOI 2) :



A340 + PA complet - échelon de cap de 60°

#### 4. Consigne en échelon sur Psic de 180° sans saturation (LOI 2) :



A340 + PA complet - échelon de cap de 60°

## 5. Bilan de la méthode Heading.

Nous commençons par expliquer la nécessité de la saturation, l'erreur en psi étant proportionnelle à l'erreur en cap, sans saturation et pour une consigne de demi tour ( $\psi_{ic}=180^\circ$ ) l'avion passe sur le dos, ainsi la consigne ne peut pas être suivie et il n'est plus possible de parler de confort. C'est pour cela que la saturation est réglée à  $\pm 20^\circ$  d'assiette latérale.

Une fois ce système bien paramétré, les réponses à des consignes de  $\psi_{ic}=60^\circ$  ou  $180^\circ$  sont lisse sans dépassement et tout cela dans un temps minimum fixé par l'assiette latérale max de  $20^\circ$ .

Nous avons ainsi un mode standard de pilote automatique, le mode heading couramment utilisé.

Il est à noter que le gain  $K_{\psi}$  est un moyen de régler la vitesse de réponse du pilote automatique. Si  $K_{\psi}$  était fixé à 2, l'avion s'inclinerait jusqu'à  $20^\circ$  (saturation) plus rapidement et plus brusquement, or nous recherchons ici le confort passager et cette démarche n'irait pas dans ce sens.

## Bilan général et Extensions.

Nous avons pour objectif final la réalisation d'un pilote automatique en mode heading. Ce mode est un mode de guidage, il reçoit des consignes en cap permettant de suivre une route programmée par le module de navigation (exemple suivi d'ILS).

Or pour pouvoir bien guider l'avion il faut savoir le piloter correctement ! Nous avons donc paramétré la première boucle, boucle de pilotage qui a pour objectif l'affectation et le maintien d'une assiette latérale et/ou d'un dérapage. Cette boucle de pilotage fait appel à une loi de retour d'état qui a pour objectif de garder la cellule stable et de découpler bêta et phi.

Cette étude portant sur un cas de vol d'approche et limitée au plan horizontal (2 axes), l'extension de cette étude sera la réalisation un pilote automatique 4 axes, i.e. agissant aussi sur la profondeur et le vecteur poussé afin d'avoir un control de cet avion dans toute les dimensions. Il sera ainsi mis en évidence d'autre couplage comme par exemple celui de la réduction de vitesse en virage toute chose égales par ailleurs...