

CORRECTION

Objectif Les sollicitations aérodynamiques importantes, subies par la gouverne, conduisent à prendre en compte un montage suffisamment rigide pour le guidage en rotation de la gouverne par rapport au PHR.

Nous montrerons dans un premier temps, que le choix du montage conduit à un mécanisme hyperstatique.

Par contre, pour des conditions évidentes de sécurité, les actionneurs ainsi que les barres de renfort, ne devront pas supportés des sollicita-

CORRECTION

Question 49 Quel constat peut-on faire sur la valeur du temps de réponse.

- A Le temps de réponse du système corrigé est nettement amélioré grâce à l'action du correcteur.
- B Le temps de réponse n'est pas acceptable car le système n'est pas précis.
- C Le temps de réponse du système corrigé est fortement dégradé car la marge de phase est trop faible.
- D Le temps de réponse du système corrigé est inchangé car la bande passante à 0 dB en boucle ouverte n'a pas été modifiée.

La sécurité de vol ne permet pas l'utilisation d'une

consigne de commande en échelon, on la remplace alors par une commande trapézoïdale définie à la Question 41.

Par ailleurs, pour compenser le déphasage accumulé dans les boucles, une correction prédictive (feedforward) de gain pur K_{ff} est mise en place. Le modèle numérique Scilab ainsi que les réponses en incidence α , facteur de charge N_Z et en vitesse verticale V_z sont donnés sur le DOC 5.

Question 50 Indiquer les critères du cahier des charges améliorés, par la mise en place de la correction prédictive.

- A $\varepsilon_s, D\alpha\%$.
- B Tous les critères.
- C $D\alpha\%, t_{r5\%}$.
- D $t_{r5\%}$.

DOC 1 STRUCTURE GÉNÉRALE D'UN AVION

La Figure 17 présente la structure générale d'un avion.

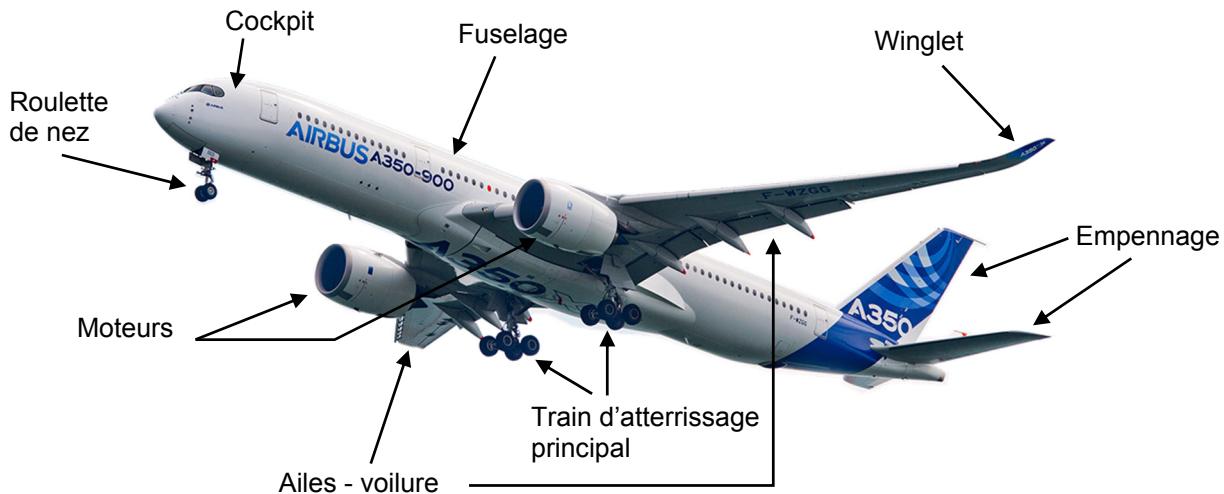


Figure 17 Structure générale d'un avion

Rôles des principaux constituants intervenant dans le pilotage d'un avion :

Fuselage : partie massive permettant le transport de la charge (passager, fret, courrier ...).

Moteurs : leur rôle est de fournir l'énergie propulsive nécessaire au vol (poussée).

Les éléments de contrôle :

Les commandes de vol permettent de contrôler les évolutions de l'avion suivant trois directions ou axes dans l'espace : lacet, roulis et tangage (voir Figure 18 page 33).

Surfaces à manœuvrer :

Voilure :

La voilure est constituée d'une paire d'ailes qui sont les éléments constituant le système sustentateur principal de l'avion.

- les ailerons localisés sur le bord de fuite pivotent de façon asymétrique sur chacune des ailes permettant d'incliner l'avion selon l'axe de roulis afin d'engager un virage ;
- les volets hypersustentateurs (volets et becs) dont le rôle est d'augmenter la portance à faible vitesse ;
- les spoilers, situés sur l'extrados de l'aile, se soulèvent afin d'assurer la descente de l'avion et permettent également le rôle d'aérofreins.

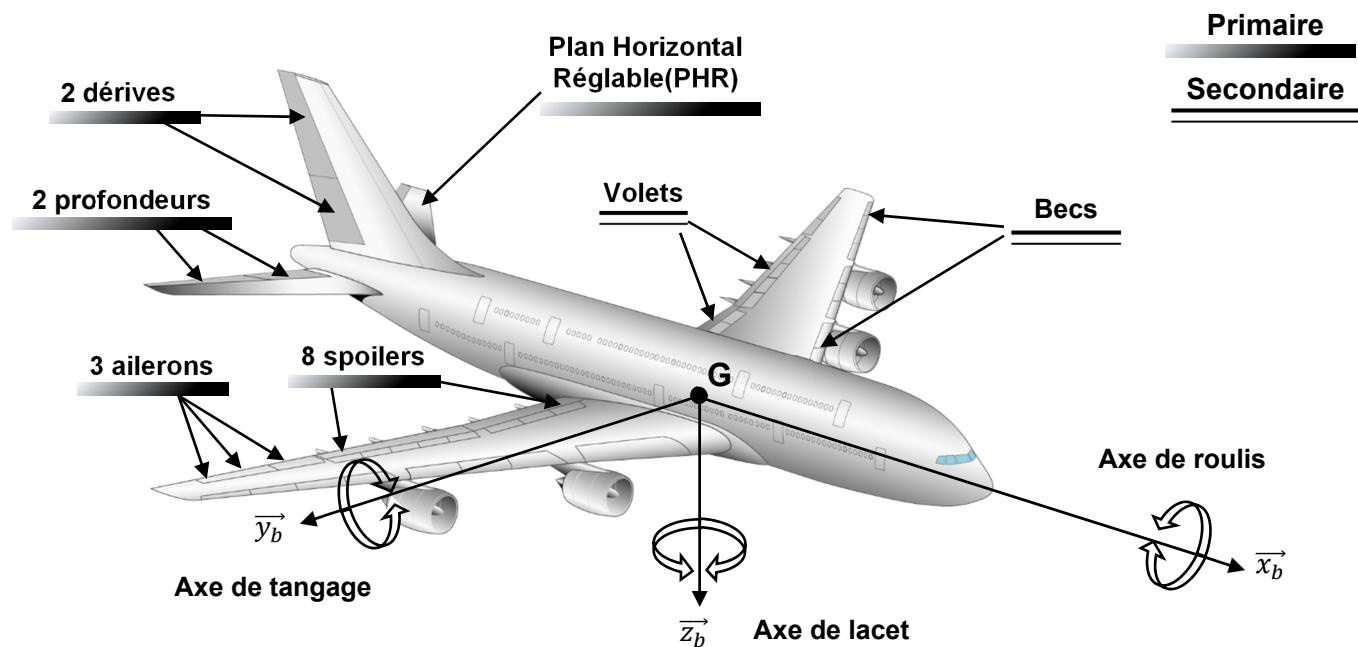
Empennage :

L'empennage, situé en partie arrière du fuselage, permet d'assurer la stabilité de l'avion et d'effectuer les différentes manœuvres de pilotage. On distingue :

- l'empennage vertical, constitué de la dérive (partie fixe) et de la gouverne de direction contrôlant l'axe de lacet ;
- l'empennage horizontal, constitué du plan horizontal réglable (PHR) ainsi que des gouvernes de profondeur contrôlant l'axe de tangage.

DOC 2 MÉCANIQUE DU VOL

Repères utilisés pour la mise en place des équations de la mécanique du vol.



Commandes primaires : utilisées pendant tout le vol pour contrôler l'avion.

Commandes secondaires : utilisées pendant les phases d'atterrissement et décollage.

Figure 18 Surfaces de contrôle de l'A350XWB

Le repère terrestre ayant pour origine O_T un point fixe sur la surface de la Terre, avec :

- $R_0 = (O_T, \vec{x}_0, \vec{y}_0, \vec{z}_0)$ supposé **galiléen** et tel que \vec{z}_0 représente la **verticale descendante** de la force de gravitation locale en G et usuellement \vec{x}_0 orienté selon le nord magnétique.

Les angles d'EULER permettent la définition de la position du repère avion par rapport au repère terrestre. Les angles sont appelés : ψ pour le cap (azimut), θ pour l'assiette longitudinale et ϕ pour l'assiette latérale (gîte). (Voir Figure 19)

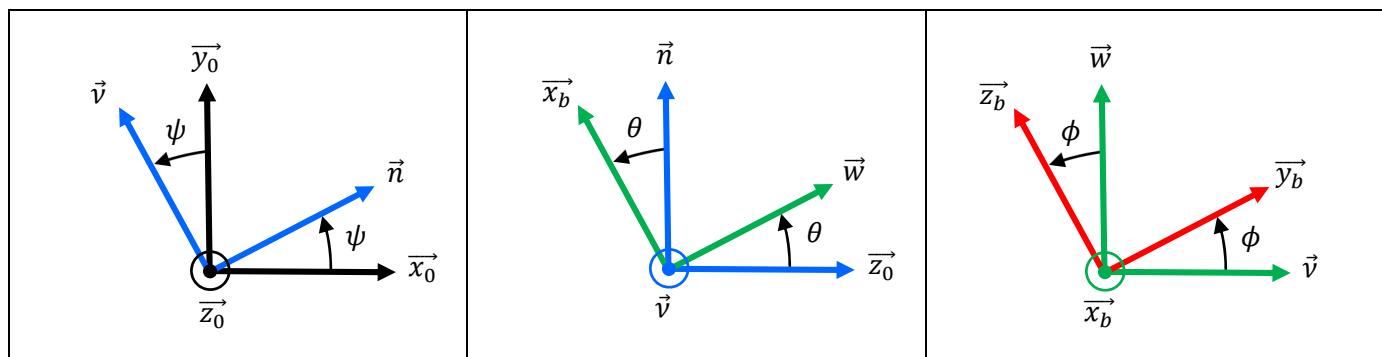


Figure 19 Changements de bases - Repère terrestre R_0 vers repère avion R_b

Les deux repères suivants ont pour origine le centre de gravité G de l'avion, avec :

- Un repère avion, $R_b = (G, \vec{x}_b, \vec{y}_b, \vec{z}_b)$ avec :
 - \vec{x}_b appartient au plan de symétrie, orienté vers l'avant et parallèle à une génératrice du fuselage de l'avion ;
 - \vec{z}_b est dans le plan de symétrie avion et orienté vers l'intrados (« ventre » de l'avion) ;
 - \vec{y}_b est perpendiculaire au plan de symétrie avion et orienté vers la droite (« sens pilote » de l'avion).
- Un repère aérodynamique, $R_a = (G, \vec{x}_a, \vec{y}_a, \vec{z}_a)$ avec \vec{x}_a tel que la vitesse aérodynamique de l'avion soit $\vec{V} = V \vec{x}_a$.

Le repère aérodynamique est défini par rapport au repère avion à l'aide des angles : α pour l'incidence et β pour le dérapage (Voir Figure 20 et Figure 21).

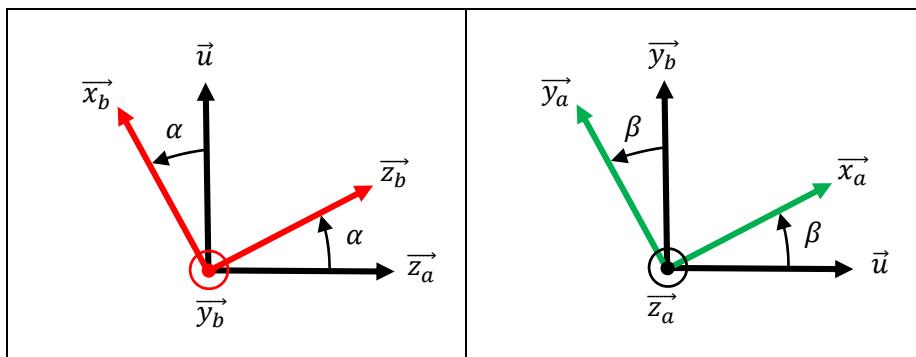


Figure 20 Changement de bases - Repère aérodynamique R_a vers repère avion R_b

Mouvement de l'avion R_b par rapport au sol R_0 :

Le torseur cinématique de l'avion par rapport sol en G aura alors pour expression :

$$\left\{ V_{avion/R_0} \right\}_G = \left\{ \begin{array}{l} \vec{\Omega}_{avion/R_0} = \dot{\psi} \cdot \vec{z}_0 + \dot{\theta} \cdot \vec{v} + \dot{\phi} \cdot \vec{x}_b = p \vec{x}_b + q \vec{y}_b + r \vec{z}_b \\ \vec{V}_{G,avion/R_0} = V \vec{x}_a \end{array} \right\}_G$$

Par habitude, on exprime le vecteur taux de rotation dans la base associée au repère avion avec p, q, r , respectivement les vitesses de rotation de roulis, tangage, lacet.

Le vecteur vitesse de l'avion par rapport au sol est naturellement exprimé dans le trièdre aérodynamique.

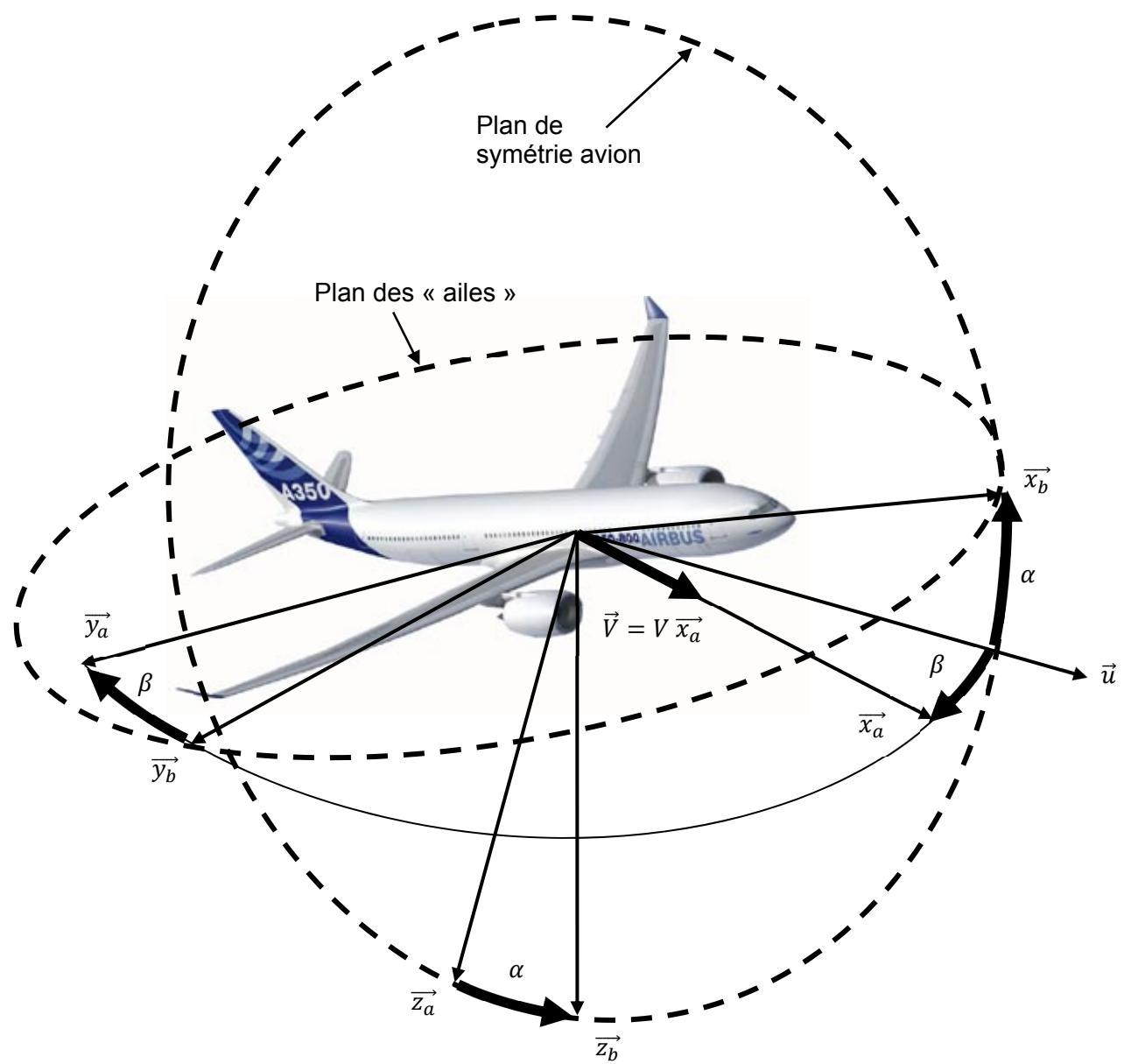
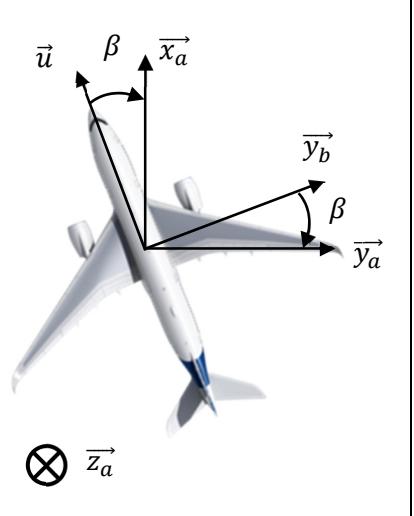
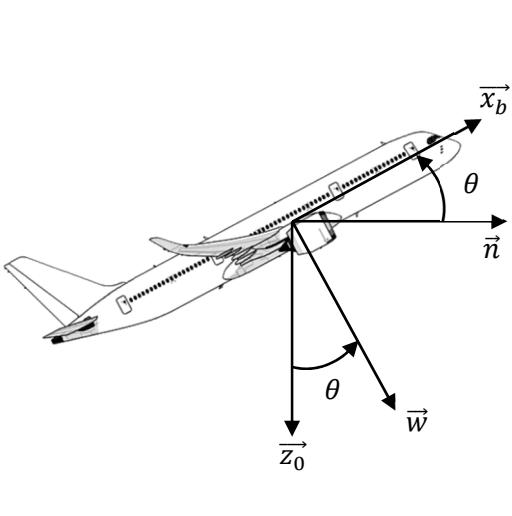
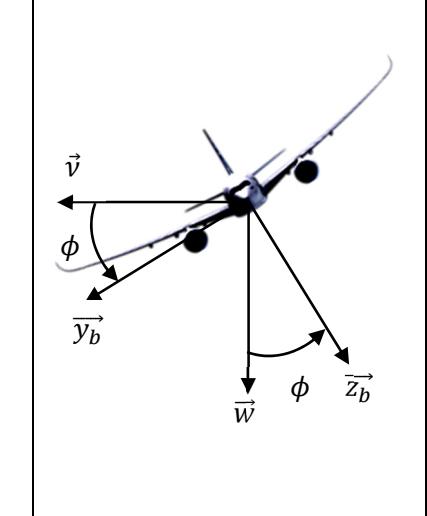


Figure 21 Passage du repère avion vers le repère aérodynamique : $R_b = (G, \vec{x}_b, \vec{y}_b, \vec{z}_b)$ à $R_a = (G, \vec{x}_a, \vec{y}_a, \vec{z}_a)$

		
Angle de dérapage	Assiette longitudinale	Angle de gîte (assiette latérale)

DOC 3 COMMANDE DE VOL LONGITUDINAL

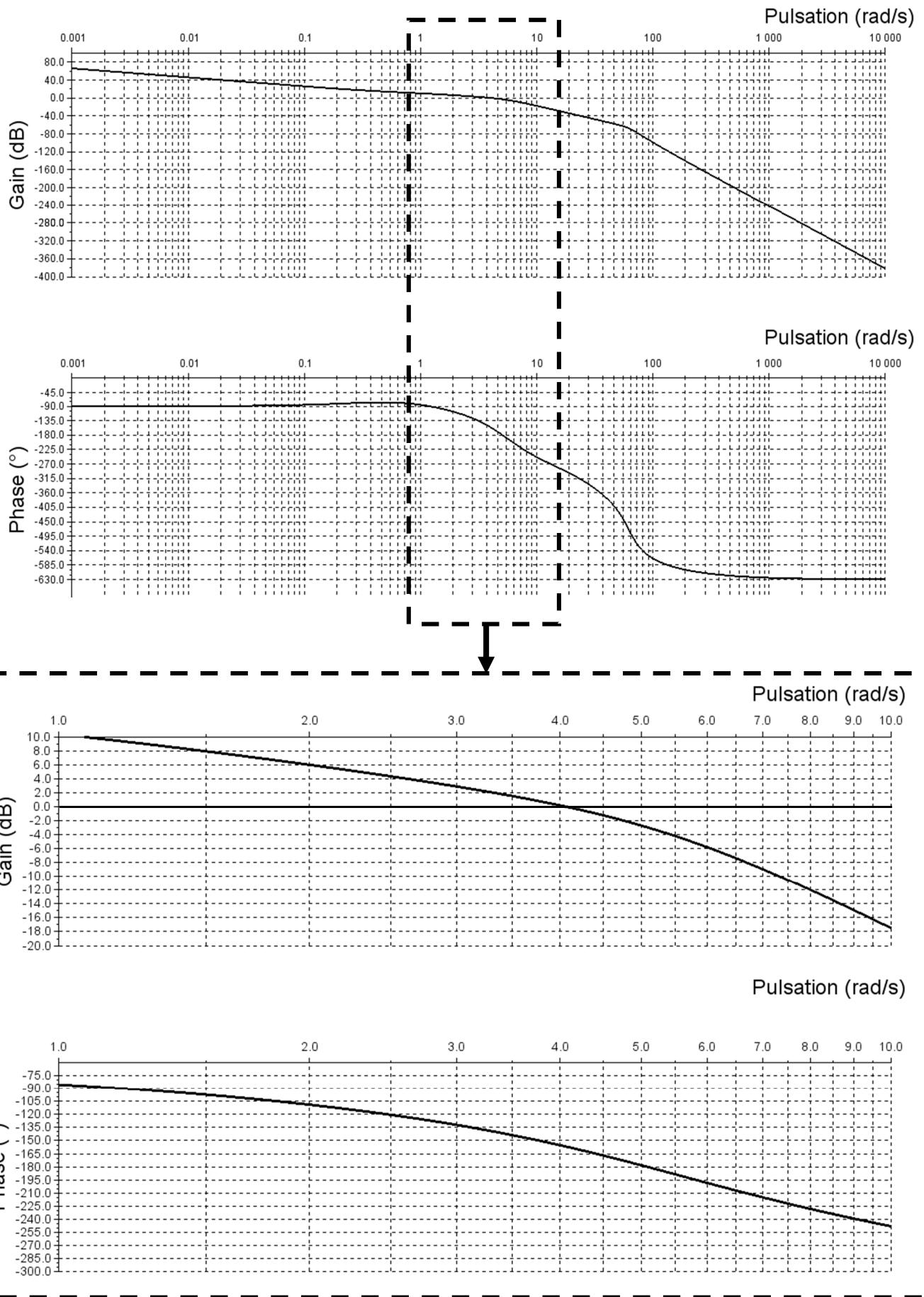


Figure 22 Diagramme de Bode (Gain - Phase) de la FTBO non corrigée ($K=1$)

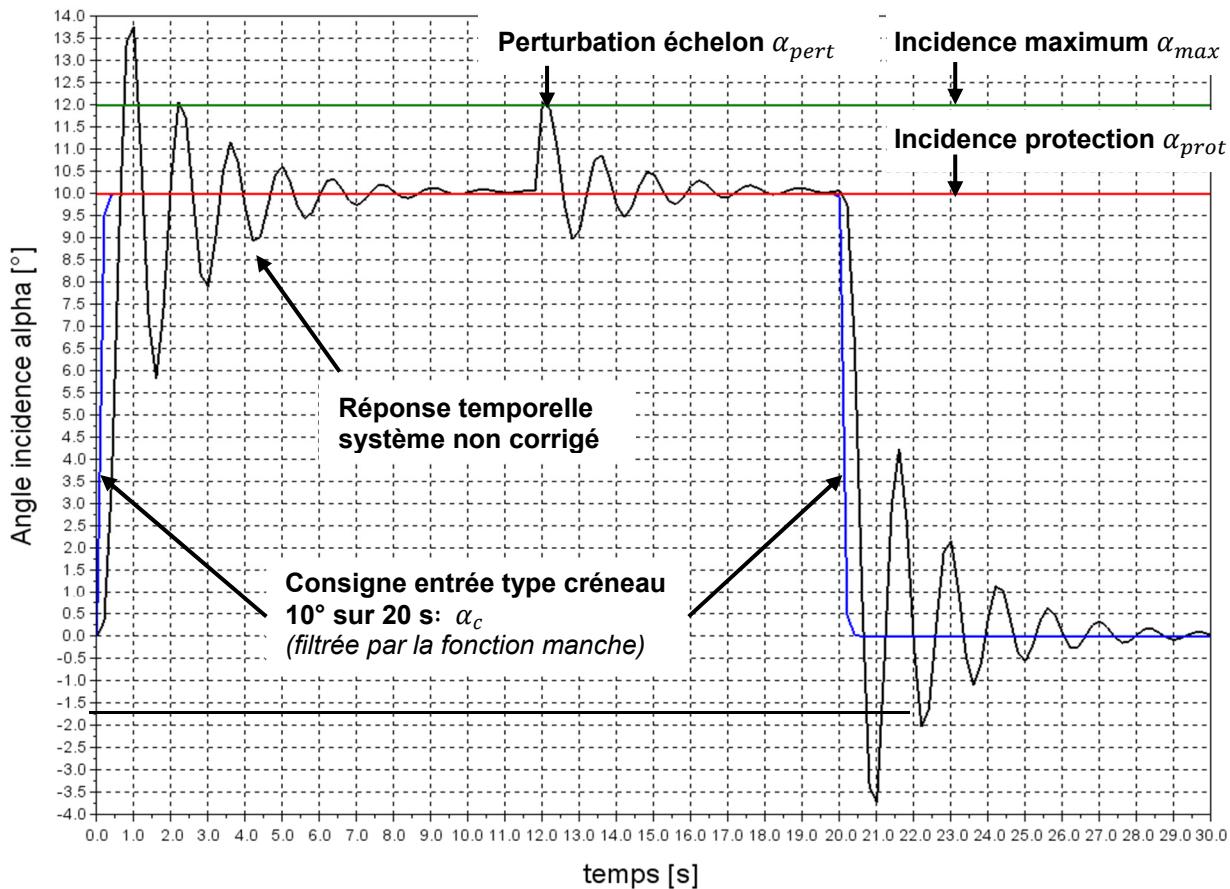


Figure 23 Réponse temporelle du système en boucle fermée non corrigé pour une consigne créneau

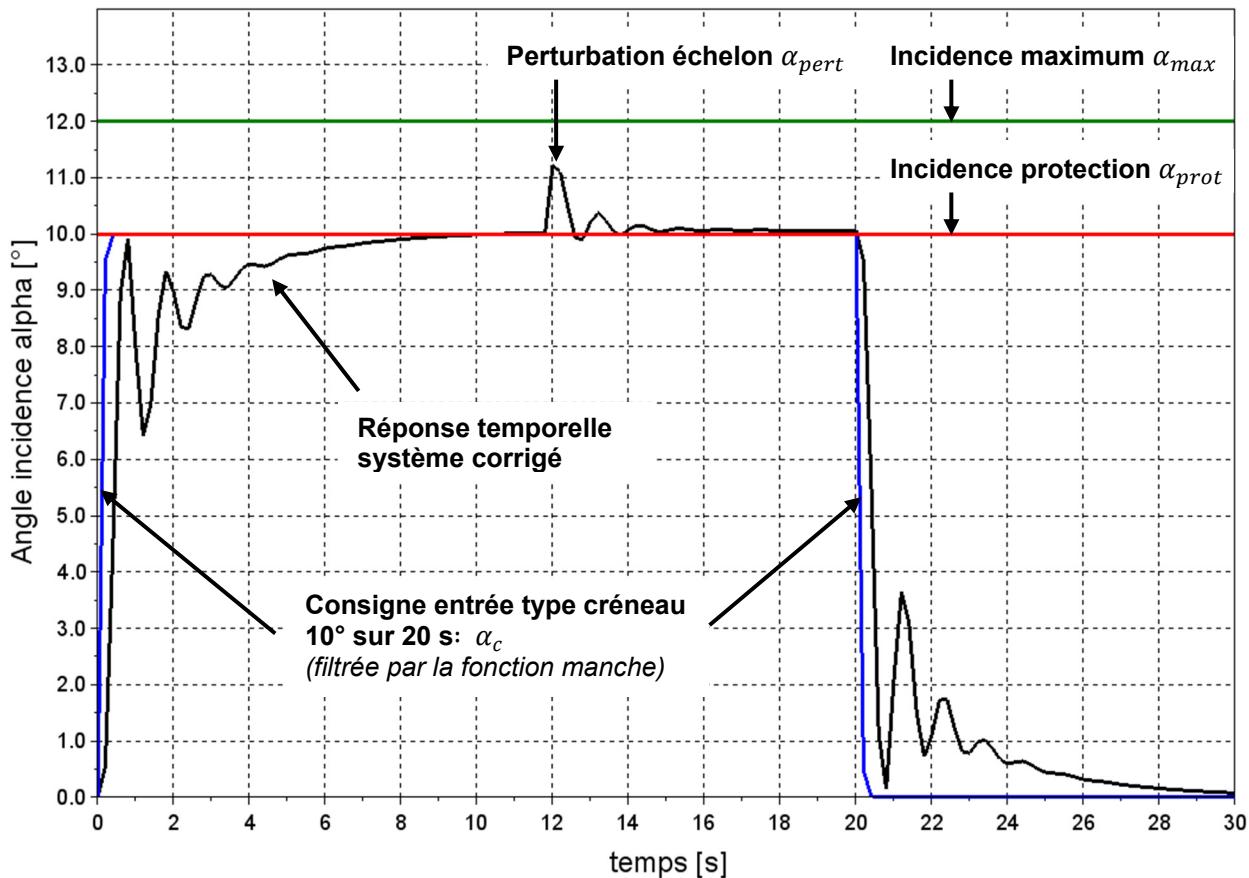


Figure 24 Réponse temporelle du système en boucle fermée corrigé pour une consigne créneau

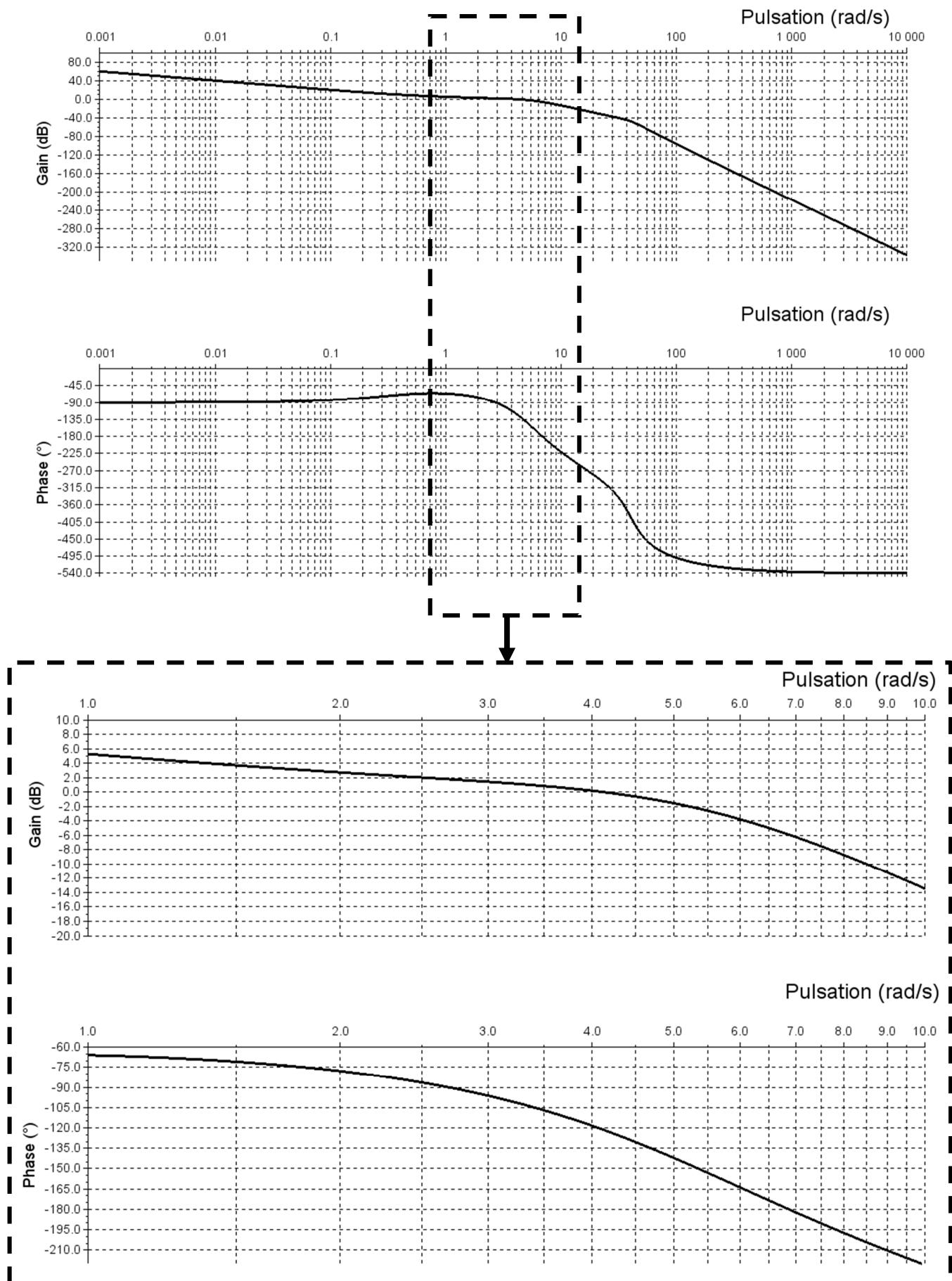
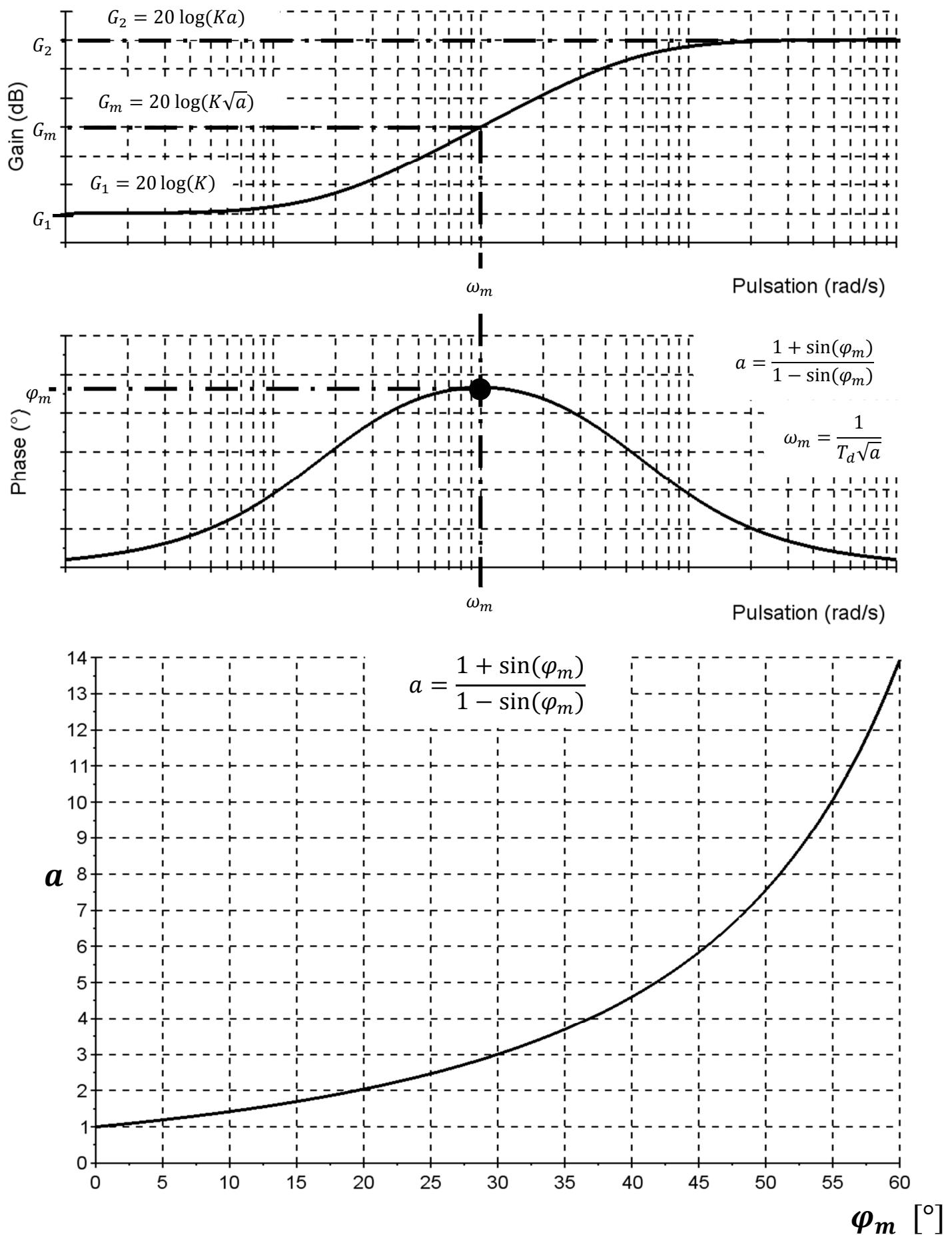


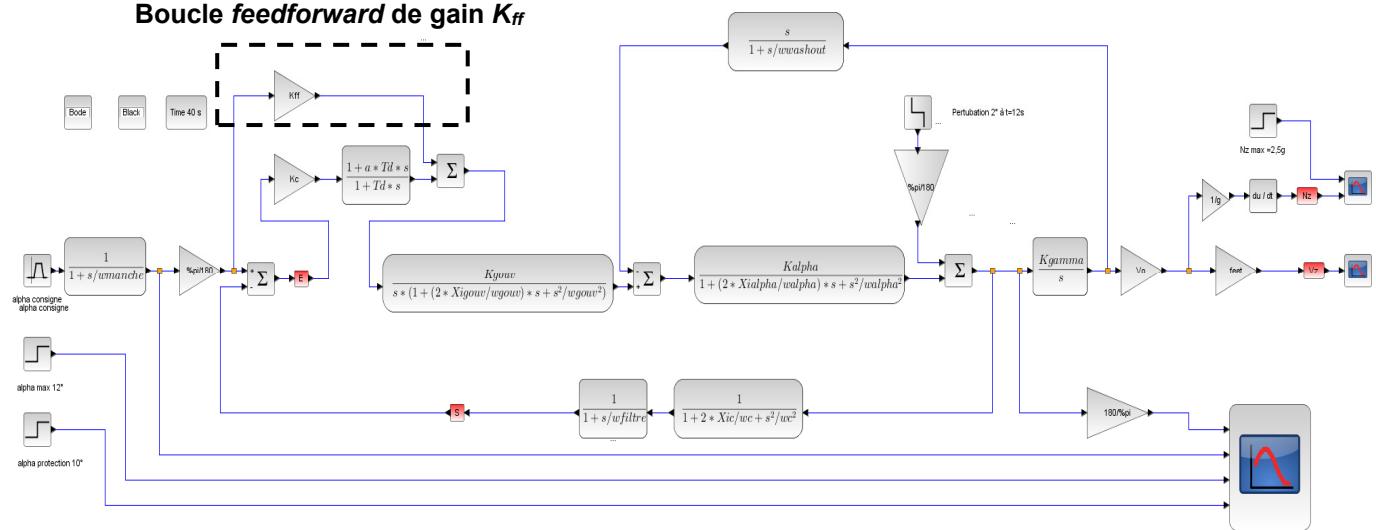
Figure 25 Diagramme de Bode (Gain - Phase) de la FTBO corrigée



DOC 5 ANNEXE – AMÉLIORATION DU CORRECTEUR

Modification du correcteur par ajout d'une boucle de correction prédictive (feedforward). Les réponses temporelles du système ainsi corrigé sont données ci-dessous.

Boucle *feedforward* de gain K_{ff}



Incidence maximum α_{max}

Perturbation échelon α_{pert}

Incidence protection α_{prot}

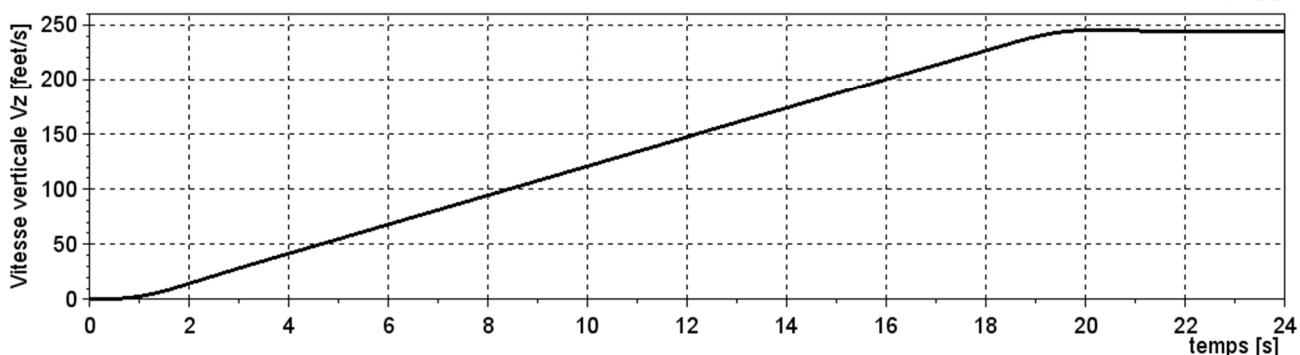
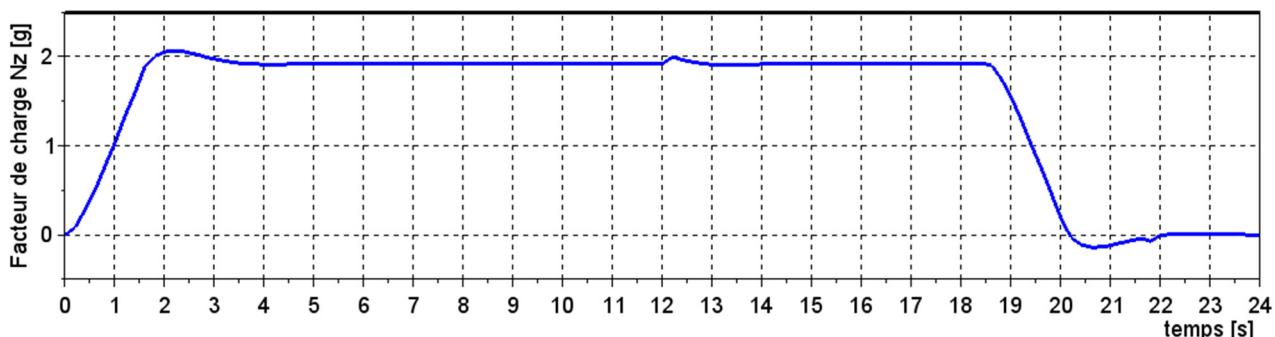
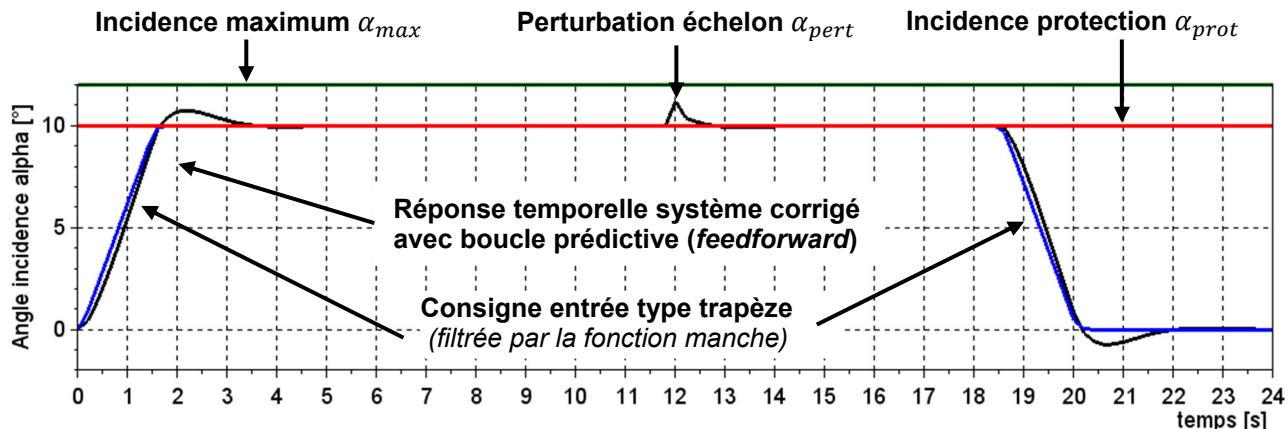


Figure 26 Modification du correcteur - Réponses temporelles avec la mise en place de la boucle prédictive.

CORRECTION

