

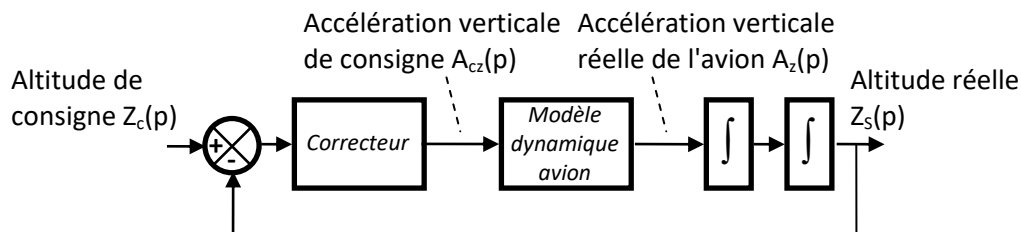
ANALYSE ET CONCEPTION D'UN CORRECTEUR

CORRECTION D'ALTITUDE – FLORESTAN MATHURIN

1 PROBLEMATIQUE



On s'intéresse au contrôle d'altitude en mode pilote automatique d'un avion de ligne du type A340. On donne ci-dessous la modélisation en schéma bloc fonctionnel simplifié de l'asservissement.



L'avion vole en palier dans un premier temps à une altitude Z_0 . La consigne à l'entrée du pilote automatique $Z_c(p)$ est une consigne échelon de changement d'altitude par rapport à l'altitude initiale Z_0 . L'altitude réelle de l'avion par rapport à l'altitude initiale Z_0 , notée $Z_s(p)$, est mesurée par un capteur (sonde altimétrique de pression) dont la constante de temps est négligeable devant le temps de réponse de l'avion. L'écart d'altitude passe par un correcteur dont on cherche la fonction de transfert de façon à rendre le système stable avec la meilleure précision possible. Le correcteur élabore la commande une commande d'accélération verticale $A_{cz}(p)$. L'avion « stabilisé » est modélisé par une fonction de transfert d'ordre 2. Sous l'effet de la consigne $A_{cz}(p)$ l'avion subira une accélération verticale réelle $A_z(p)$ pour atteindre l'altitude $Z_s(p)$.

L'avion est ici commandé en accélération verticale ce qui permet d'avoir des modes de pilotage automatique très variés tels que :

- maintien d'une altitude affichée (c'est le cas de l'exercice) ;
- maintien d'une vitesse verticale (l'entrée serait une rampe) ;
- maintien d'une pente de montée ou de descente ;
- montée à vitesse optimale (d'un point de vue consommation de carburant).

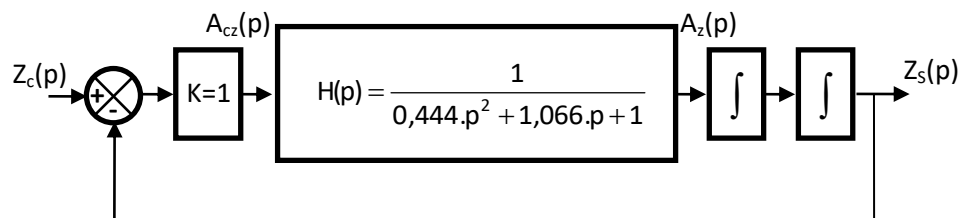
La combinaison de plusieurs de ces modes de pilotage permet de réaliser des fonctions plus complexes telles que approche automatique du terrain d'atterrissage, atterrissage automatique et, si nécessaire, remise des gaz automatique.

L'objectif de cette étude est de déterminer par simulation à l'aide de Matlab – Simulink la forme, puis les valeurs numériques de la FT du correcteur qui permettra de respecter les critères de stabilité et de précision du cahier des charges.

Exigence	Critères	Niveaux
Asservir l'altitude de l'avion	Marge de phase	$\geq 30^\circ$
	Marge de gain	$\geq 18 \text{ dB}$
	Ecart de position	$\varepsilon_p = 0 \text{ mm}$
	Ecart de traînage	$\varepsilon_T = 0 \text{ mm}$

2 ETUDE DU SYSTEME NON CORRIGE.

On étudie dans le 1er temps la réponse du système non corrigé.



Q.1. Déterminer la pulsation propre et le coefficient d'amortissement de $H(p)$.

Q.2. Réaliser le schéma bloc dans Matlab puis retrouver à l'aide du logiciel le diagramme de Bode. Tracer également la réponse indicielle et la réponse à une rampe.

Q.3. Le système en boucle fermée est-il stable ? justifier en observant le diagramme de Bode. Déterminer l'impact de la variation du gain K sur le diagramme de Bode. Un correcteur proportionnel peut-il remédier au problème d'instabilité dans le cas étudié ?

Avant de modifier la forme du correcteur, nous allons d'abord vérifier sur la réponse temporelle que le système est bien instable et analyser l'influence de la valeur du gain sur cette instabilité.

Q.4. Tracer la réponse temporelle du modèle à un échelon $Z_c = 300 \text{ m}$. Le comportement de l'avion vous paraît-il satisfaisant ? Quelle est l'influence du gain K sur l'instabilité ? Vérifier que le résultat est conforme à celui donné par l'analyse fréquentielle.

3 MISE EN PLACE D'UNE CORRECTION

On donne en annexe les quatre types de correcteurs envisagés, correcteur Proportionnel Intégral (PI), correcteur à retard de phase, correcteur Proportionnel Dérivé (PD), correcteur à avance de phase.

Q.6. En observant le déphasage apporté par ces différents correcteurs, choisir ceux qui résoudraient au mieux notre problème d'instabilité.

3.1 Réglage d'un correcteur Proportionnel Dérivé (PD)

On choisit d'utiliser le correcteur Proportionnel Dérivé qui a pour fonction de transfert $K(p) = K_c.(1+T_d.p)$. On donne annexe son diagramme de Bode.

Le correcteur apporte une avance de phase de 45° à $\omega_c = 1/T_d$ et de 90° au-delà (il n'apporte aucun gain aux basses fréquences). Il présente l'inconvénient d'avoir un gain élevé aux hautes fréquences (il amplifie donc les bruits), mais cet inconvénient est tempéré ici par la présence des 2 intégrateurs dans la chaîne directe.

Q.7. Relever pour cela la pulsation ω_{c0} qui correspond à $A_{dB} = 0$ pour la FTBO. Choisir ensuite la constante de temps telle que la pulsation de cassure ($1/T_d$) du correcteur soit placée sur une pulsation dix fois plus faible que ω_{c0} . (On doit obtenir approximativement : $T_d = 10$ s.)

Q.8. Définir la nouvelle FT du correcteur dans le modèle de simulation. Constater la déformation du lieu de transfert. Le système est-il stable? Justifier. Proposer des modifications pour rendre le système stable.

Le correcteur précédent a agi aussi sur le gain. On choisit de faire varier le gain de la FTBO pour stabiliser le système.

Q.9. Déterminer la valeur K_c qu'il faut donner au gain du correcteur pour que le système soit **à la limite de la stabilité**. Lancer une analyse temporelle de la FTBF. Vérifier que la réponse temporelle est bien à la limite de la stabilité.

Ce résultat n'est bien sûr pas satisfaisant pour le fonctionnement du pilote automatique. Il est donc nécessaire de diminuer encore le gain K_c . Par sécurité, on prendra une marge de gain de 18 dB (en général on prend autour de 10 dB, mais on a négligé de nombreux retards en utilisant une fonction de transfert simplifiée de l'avion).

Q.10. Déterminer la nouvelle valeur K_c du gain du correcteur. Vérifier la marge de gain en lançant une simulation et déterminer la marge de phase. Conclure vis à vis du cahier des charges.

Q.11. On commande au pilote automatique un échelon d'altitude de 300 m. Tracer l'allure de la réponse et donner la valeur de Z_{\max} lors du 1^{er} dépassement.

Q.12. Justifier l'écart statique par la classe du système.

Q.13. Remplacer l'entrée de type échelon par une entrée de type rampe. Le pilote automatique ne fonctionne plus en mode maintien d'altitude mais en mode suivi de vitesse verticale. Déterminer l'écart de traînage et le justifier par la classe du système.

Cette précision de pilotage apportée par le système de classe élevée, justifie le pilotage en accélération de l'avion car il permet d'obtenir une bonne précision quel que soit le mode de pilotage automatique. Ce pilotage en accélération verticale (appelé facteur de charge) est pourtant très pénalisant pour la stabilité de par la présence des 2 intégrateurs dans la chaîne directe.

3.2 Utilisation d'un correcteur à avance de phase

Q.14. A l'aide du modèle de simulation placer un correcteur à avance de phase $C(p) = K \cdot \frac{1 + a \cdot \tau \cdot p}{1 + \tau \cdot p}$. Régler les paramètres de ce correcteur afin d'obtenir la marge de phase souhaitée.

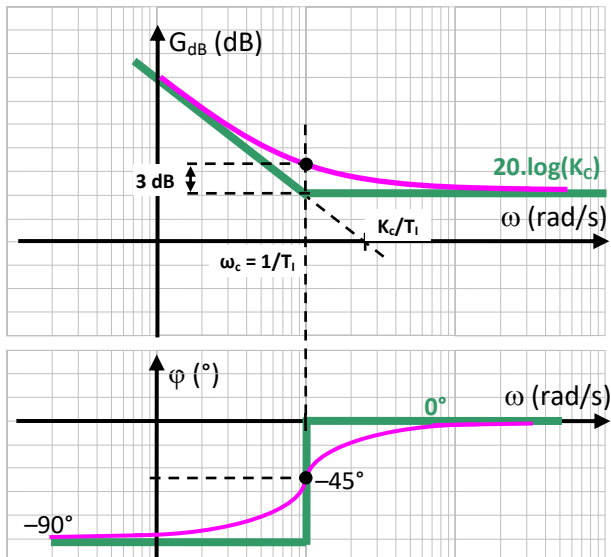
3.3 Analyse de l'effet d'une perturbation

Un fois la correction mise en place, on étudie ici la réponse de l'avion à une turbulence modélisée par un échelon d'accélération verticale d'amplitude 1 m.s^{-2} qui vient s'ajouter au niveau de l'accélération verticale réelle $A_z(p)$.

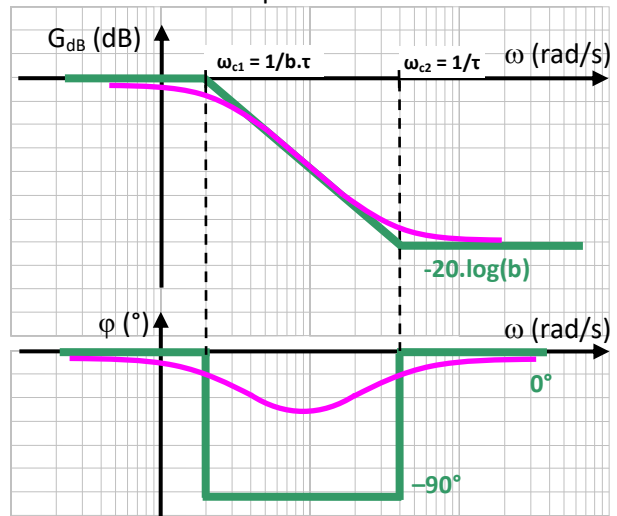
Q.15. Evaluer la capacité du système à satisfaire le critère de précision du cahier des charges sous l'effet de cette turbulence. Justifier cet écart d'altitude non nul, malgré la classe du système.

Annexe

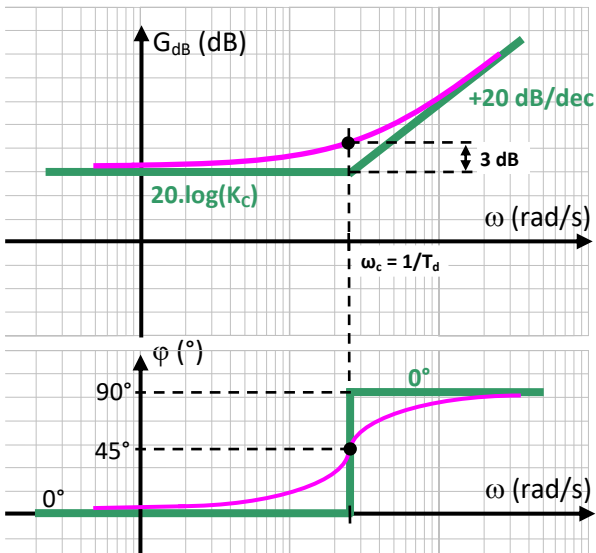
Correcteur PI



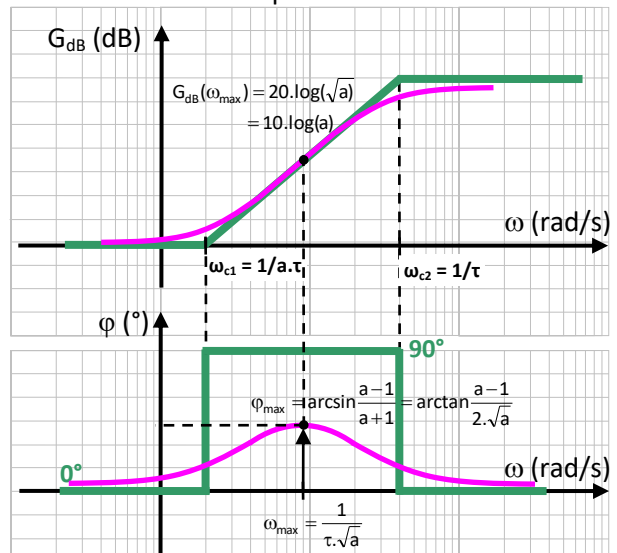
Correcteur retard de phase



Correcteur PD



Correcteur avance de phase



	FT du correcteur	Marge de gain	Marge de phase	Ecart statique	Ecart de trainage
Cahier des charges					
Système non corrigé					
Proportionnel dérivé					
Avance de phase					