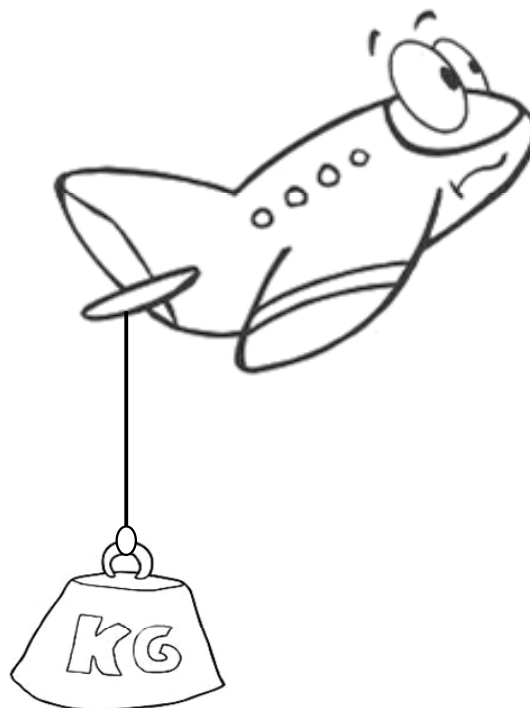


LE COMPENSATEUR
ou afficheur d'incidence...



SOMMAIRE

1	INTRODUCTION.....	3
2	RAPPEL : EQUILIBRE DE L'AVION EN VOL.....	4
2.1	ETAT DES FORCES DU SYSTEME	4
3	STABILITE DE L'AVION – MANCHE LIBRE	7
3.1	PRESENCE D'UNE SURFACE DE COMPENSATION	7
3.2	EQUILIBRE DU STABILISATEUR – MANCHE LIBRE.....	7
3.3	EFFET CABREUR / PIQUEUR.....	9
4	MESURES EN VOL	11
4.1	RELATION VITESSE / POSITION DU COMPENSATEUR	11
4.2	RELATION TRAJECTOIRE / PUISSANCE.....	12
4.3	RELATION VITESSE / MASSE / POSITION DU COMPENSATEUR.....	14
5	EQUILIBRE DE L'AVION – ACTION DU PILOTE SUR LA GOUVERNE	15
5.1	EQUILIBRE AVANT SOLLICITATION DE LA GOUVERNE.....	15
5.2	EQUILIBRE APRES CHANGEMENT DE VITESSE.....	15
5.3	MAINTIEN DE LA NOUVELLE VITESSE – ANNULATION DE L'EFFORT AU MANCHE	16
5.4	CONTROLE DE L'EFFET CABREUR / PIQUEUR.....	17
6	UTILISATION DU COMPENSATEUR.....	18
6.1	TRAJECTOIRE STABILISEE.....	18
6.2	CHANGEMENT DE TRAJECTOIRE	18

1 INTRODUCTION

Tout élève pilote en formation découvre, dès les premières leçons, l'importance du dispositif appelé « compensateur » et sans lequel le pilotage manuel d'un l'avion ne serait pas envisageable.

Pour beaucoup de pilotes, ce dispositif ne sert qu'à annuler l'effort que l'on effectue sur la gouverne de profondeur pour maintenir l'avion sur une trajectoire souhaitée.

Le but est d'ici d'apporter un complément d'information sur l'origine de cet effort, et de faire apparaître que la position du compensateur (*) détermine l'incidence de vol, et par conséquence la vitesse.

Sans sollicitation de la gouverne de profondeur, l'aéronef vole de lui-même avec une incidence et donc une vitesse qui dépend exclusivement de la position du compensateur, quelque soit la puissance affichée.

Les explications théoriques sont illustrées par des expériences en vol effectuées avec un DR 400.

() On ne parle dans ce document que du compensateur en tangage.*

2 RAPPEL : EQUILIBRE DE L'AVION EN VOL

2.1 Etat des forces du système

La conception de la majorité des avions est telle que les différentes forces s'appliquent, en régime de vol de croisière, suivant le schéma présenté en figure 1.

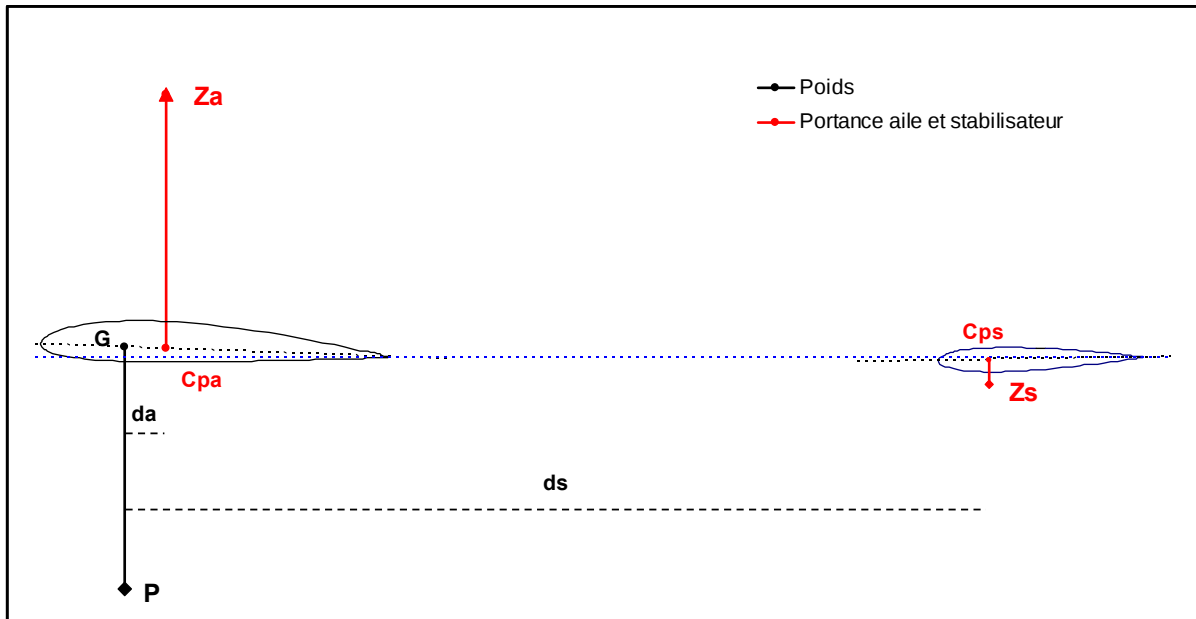


Figure 1

Le poids P est évidemment appliqué au centre de gravité G .

La portance de l'aile Z_a est appliquée au centre de poussée de l'aile (C_{pa}). Celui-ci est situé en arrière du centre de gravité G .

La portance créée par le stabilisateur Z_s est appliquée au centre de poussée C_{ps} du stabilisateur. Afin d'assurer l'équilibre, la force de Z_s est dirigée vers le bas. On parle alors de force de « déportance ».

→ Pour créer cette force orientée vers le bas, *l'incidence du stabilisateur est donc négative.*

2.1.1 Equilibre du système

Les conditions d'équilibre sont (P , Z_a et Z_s sont les *modules* des vecteurs) :

Equilibre des forces : $P = Z_a - Z_s$

Equilibre des moments : $M_{Z_a/G} + M_{Z_s/G} + M_{P/G} = 0$

Puisque $M_{P/G} = 0$, on a alors $da \cdot Z_a - ds \cdot Z_s = 0$ (1)

(Rappelons que les moments sont comptés positifs quant ils entraînent une rotation vers la droite. Ils sont alors « cabreurs »).

M_{Za}/G est piqueur et M_{Zs}/G est cabreur.

Note : Zs est faible devant Za (quelques %).

2.1.2 Relation entre l'incidence de l'aile et l'incidence du stabilisateur

La force de portance de l'aile Za est exprimée par la relation : $Za = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot Sa \cdot V^2 \cdot Cza$

La force de portance du stabilisateur Zs est exprimée par la relation : $Zs = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot Ss \cdot V^2 \cdot Czs$

avec :

ρ : masse volumique de l'air

Sa et Ss : surfaces respectives de l'aile et du stabilisateur

V : vitesse de l'avion

Cza et Czs : coefficients de portance respectifs de l'aile et du stabilisateur

A partir de l'équation (1), on tire $da \cdot Za = ds \cdot Zs$

et, en remplaçant Za et Zs par leur valeur :

$$\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot Sa \cdot V^2 \cdot Cza \cdot da = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot Ss \cdot V^2 \cdot Czs \cdot ds$$

Soit :

$$Cza = Czs \cdot Ss \cdot ds / (da \cdot Sa) \quad (2)$$

Le coefficient de portance de l'aile Cza dépend de l'incidence. Il en est de même pour le coefficient de portance du stabilisateur Czs .

A l'inverse de l'aile, il est aisé de faire varier, par une action sur le manche, l'incidence du stabilisateur, celui-ci étant mobile.

→ On voit à ce stade de l'étude que l'incidence de l'aile est intimement liée à l'incidence du stabilisateur.

Remarque : autre état d'équilibre

Quand l'incidence de l'aile augmente (cas d'un vol à vitesse faible) le centre de poussée se déplace vers l'avant. Ceci est dû au fait que le profil de l'aile n'est pas symétrique et présente une courbure positive.

On imagine que, dans le cas d'une position plus arrière du centre de gravité et/ou d'un CP plus en avant (vol à vitesse faible c'est-à-dire à incidence forte), G se retrouve en arrière de CP. Dans ce cas, le plan arrière devient porteur (Zs orienté vers le haut).

La figure 2 présente l'état des forces dans cette situation.

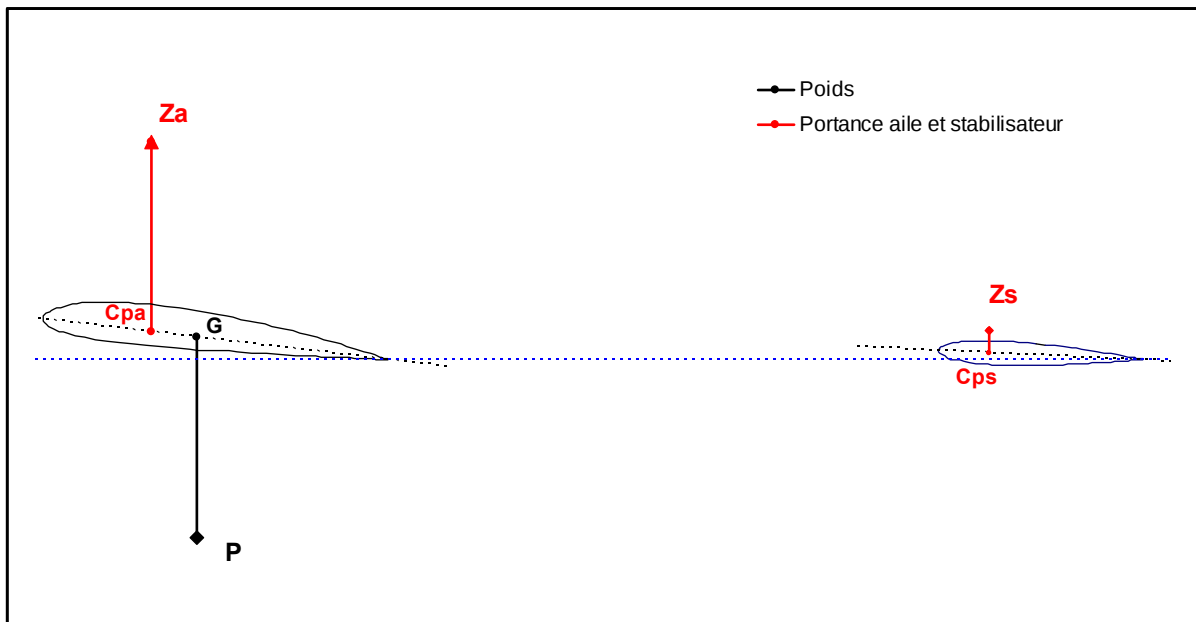


Figure 2

Note : dans ce qui suit, et pour simplifier, on supposera que la valeur **da** (distance entre le centre de poussée de l'aile C_{pa} et le centre de gravité de l'avion G) est constante quelque soit l'incidence.

C'est le cas où le profil d'aile est symétrique. Bien que peu communs pour l'aile, on peut trouver de tels profils sur des appareils de voltige (Cap 21, Pitts par exemple)

Pour le stabilisateur, celui-ci étant à profil symétrique, la position du centre de poussée C_{ps} est fixe quelque soit l'incidence.

3 STABILITE DE L'AVION – MANCHE LIBRE

3.1 Présence d'une surface de compensation

La gouverne de profondeur (plan mobile) est munie d'une petite plaque orientable (compensateur), située à l'arrière de celle-ci, de surface beaucoup plus faible, dont le but est :

- de diminuer les efforts au manche pendant les manoeuvres de la gouverne de profondeur (= compensateur d'évolution), ou à l'inverse de durcir ceux-ci afin de limiter des variations brutales en tangage, suivant la configuration de la gouverne,
- et / ou
- d'annuler l'effort nécessaire au manche pour maintenir une trajectoire constante à une puissance donnée (= compensateur de régime)

C'est cette 2^{ème} fonction qui est abordée ici.

L'inclinaison du compensateur par rapport à la gouverne est commandée par le pilote (système mécanique à molette + câble, ou électrique). A l'image de la gouverne, le compensateur génère une petite force (Z_c) dont l'intensité et la direction dépend de son inclinaison.

Dans ce document, c'est la configuration du stabilisateur du DR 400 qui est représentée. Cette gouverne est de type « monobloc ». Voir figure (3).

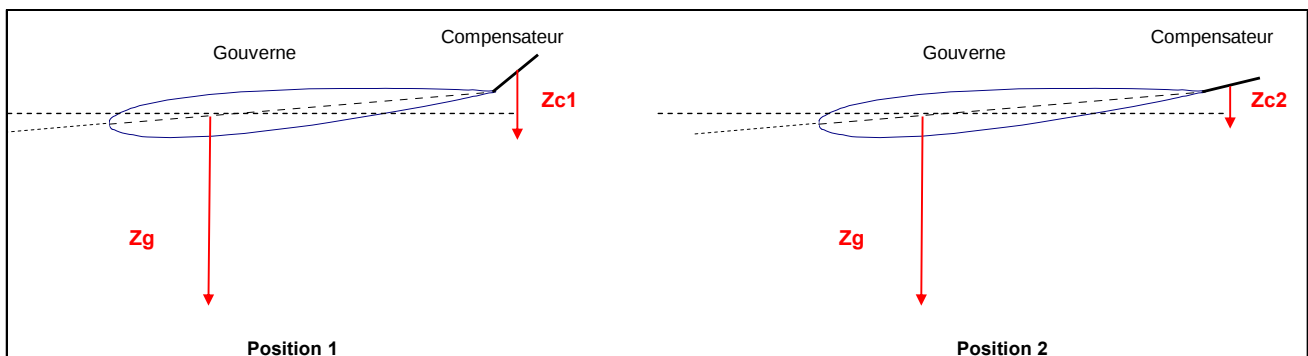


Figure 3

3.2 Equilibre du stabilisateur – manche libre

3.2.1 Influence du compensateur sur l'incidence de l'aile

La gouverne de profondeur (avec son compensateur) est articulée autour d'un axe. Une action sur le manche permet la rotation dans un sens ou dans un autre (action à cabrer ou à piquer).

Quand l'avion est sur une trajectoire stabilisée (palier, descente ou montée), et si aucune action n'est effectuée sur le manche, la position de la gouverne est telle que le moment des forces par rapport à l'axe de rotation est nul. On peut alors comparer à une girouette qui s'oriente dans le sens du vent.

→ La gouverne se positionne donc avec une incidence qui dépend de la position du compensateur.

Note : on suppose ici, ce qui est souvent le cas, que la gouverne est équilibrée en ce qui concerne son poids (présence d'un contrepoids). Seules interviennent donc dans ce raisonnement les forces aérodynamiques.

La figure 4 représente l'état d'équilibre.

Zg et **Zc** : forces générées respectivement par la gouverne et le compensateur

dg et **dc** : distances par rapport à l'axe de rotation respectivement de **Zg** et **Zc**

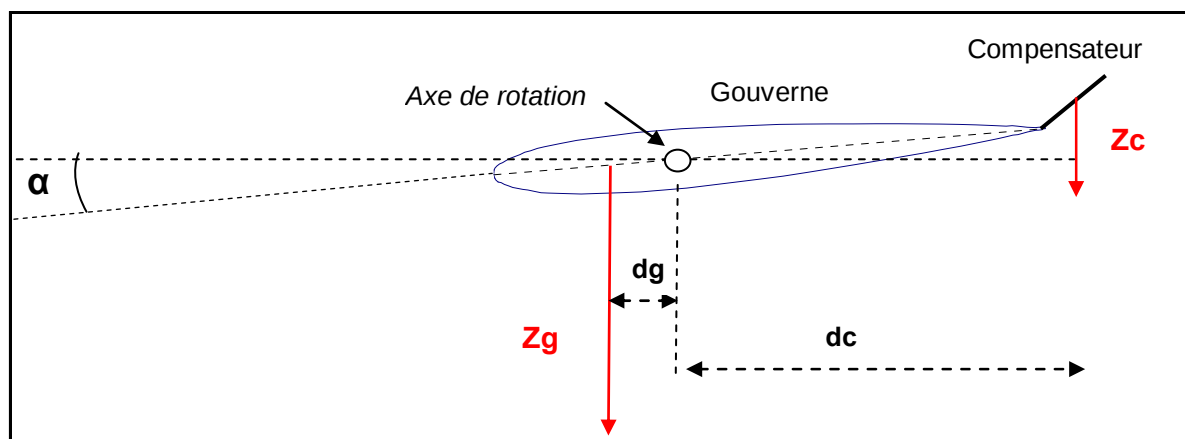


Figure 4

La condition d'équilibre, manche libre, est:

$$Z_g \cdot d_g = Z_c \cdot d_c$$

La portance totale du stabilisateur est $Z_s = Z_g + Z_c$ (Z_c est cependant faible devant Z_g).

Le coefficient de portance du stabilisateur C_{zs} , fonction de l'incidence de celui-ci, est donc fonction de la position du compensateur. Comme indiqué au chapitre 2.1.2, le coefficient de portance de l'aile, et par conséquent l'incidence de celle-ci, est fonction du coefficient de portance du stabilisateur.

→ L'incidence de l'aile est donc fonction de la position du compensateur.

3.2.2 Influence du compensateur sur la vitesse air

La force de déportance (ou portance suivant les cas) du stabilisateur se retranche (ou s'ajoute) à la force de portance Z_a de l'aile pour former la portance totale $Z = Z_a \pm Z_s$.

Z_s est négligeable devant Z_a , ce qui fait que l'on peut assimiler ici que $Z \approx Z_a$.

La portance Z équilibrant le poids, on peut écrire avec une bonne approximation :

$$Z_a = P = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S_a \cdot V^2 \cdot C_{za}$$

soit :

$$V = [2 \cdot P / (\rho \cdot S_a \cdot C_{za})]^{1/2}$$

ou encore, en substituant C_{za} par sa valeur depuis l'équation (2) :

$$V = [2 \cdot P \cdot d_a / (\rho \cdot C_{zs} \cdot S_s \cdot d_s)]^{1/2} \quad (3)$$

On voit que, manche libre, et pour une masse de l'avion et masse volumique d'air donnée, V dépend uniquement de C_{zs} , et donc de la position du compensateur.

3.2.3 Influence du compensateur et de la puissance sur la trajectoire

Pour une même vitesse, la pente de la trajectoire est fonction de la force de traction et donc de la puissance affichée.

En conséquence, pour une même position du compensateur (et donc d'incidence), la pente de trajectoire dépend de la puissance.

3.3 Effet cabreur / piqueur

Un des effets moteurs consécutifs à une variation de puissance est l'effet cabreur (cas d'augmentation de puissance) ou piqueur (cas d'une réduction de puissance).

Cet effet, montré à l'élève pilote dès les premières leçons, est la réaction de l'avion à une variation instantanée de la vitesse, alors que le compensateur est réglé pour une vitesse différente.

Il s'ensuit un déséquilibre des forces au niveau du stabilisateur, qui entraîne :

- soit une variation de trajectoire à cabrer, dans le cas d'une augmentation de puissance
- soit une variation de trajectoire à piquer, dans le cas d'une diminution de puissance

Dans les 2 cas, l'avion modifie sa trajectoire pour annuler la variation de vitesse induite par la variation de puissance. Si aucune action sur le manche n'est effectuée par le pilote, l'appareil se stabilisera sur la nouvelle trajectoire avec la vitesse qu'il avait avant le changement de puissance.

En résumé, manche libre :

La position du compensateur détermine l'incidence de l'aile.

Toutes choses égales par ailleurs (masse volumique de l'air, masse de l'avion) :

- **la vitesse dépend directement de la position du compensateur**
- **pour une même position du compensateur, la pente de la trajectoire dépend directement de la puissance**

L'effet cabreur ou piqueur consécutif à une variation de puissance est la réaction de l'avion à la variation de vitesse induite. L'appareil modifie sa trajectoire pour retrouver la vitesse initiale.

4 MESURES EN VOL

Pour illustrer les démonstrations théoriques précédentes, on montre dans ce chapitre les relations entre position du compensateur, vitesse, trajectoire, masse, puissance et configuration des volets pour un appareil de type DR 400 2+2.

Sur l'appareil utilisé, la position du compensateur est repérée dans l'habitacle à l'aide d'un index se déplaçant en face d'une réglette graduée de 1 à 10.

La position 1 correspond à une vitesse maximum (assiette à piquer) et la position 10 correspond à une vitesse minimum (assiette à cabrer). Voir figure 5.

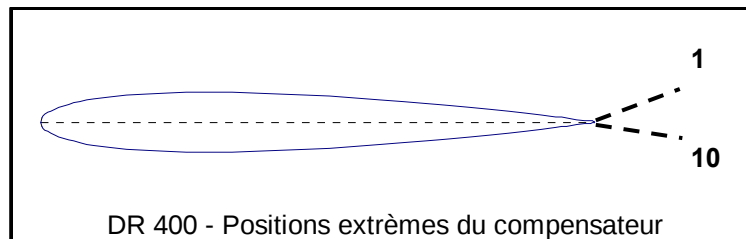


Figure 5

4.1 Relation vitesse / position du compensateur

Le tableau 1 et la figure 6 présentent les valeurs de vitesse pour différentes configurations, en fonction de la position du compensateur.

Les conditions correspondant à ces vitesses étaient :

Masse : 700 kg
 Altitude moyenne : 1000 pieds
 Température à 1000 ' : 4 °C
 QNH = 1010 hPa

Position compensateur	Configuration volets		
	Lisse	1er cran	2ème cran
1			
2	235		
3	205		160
4	170	160	145
5	150	140	130
6	135	130	120
7	120	115	110
8	110	105	100
9			
10			
Conditions pendant la mesure: Masse = 700 kg MV air = 1,22 kg/m ³			

Tableau 1 – Vitesse (km/h) en fonction de la position du compensateur

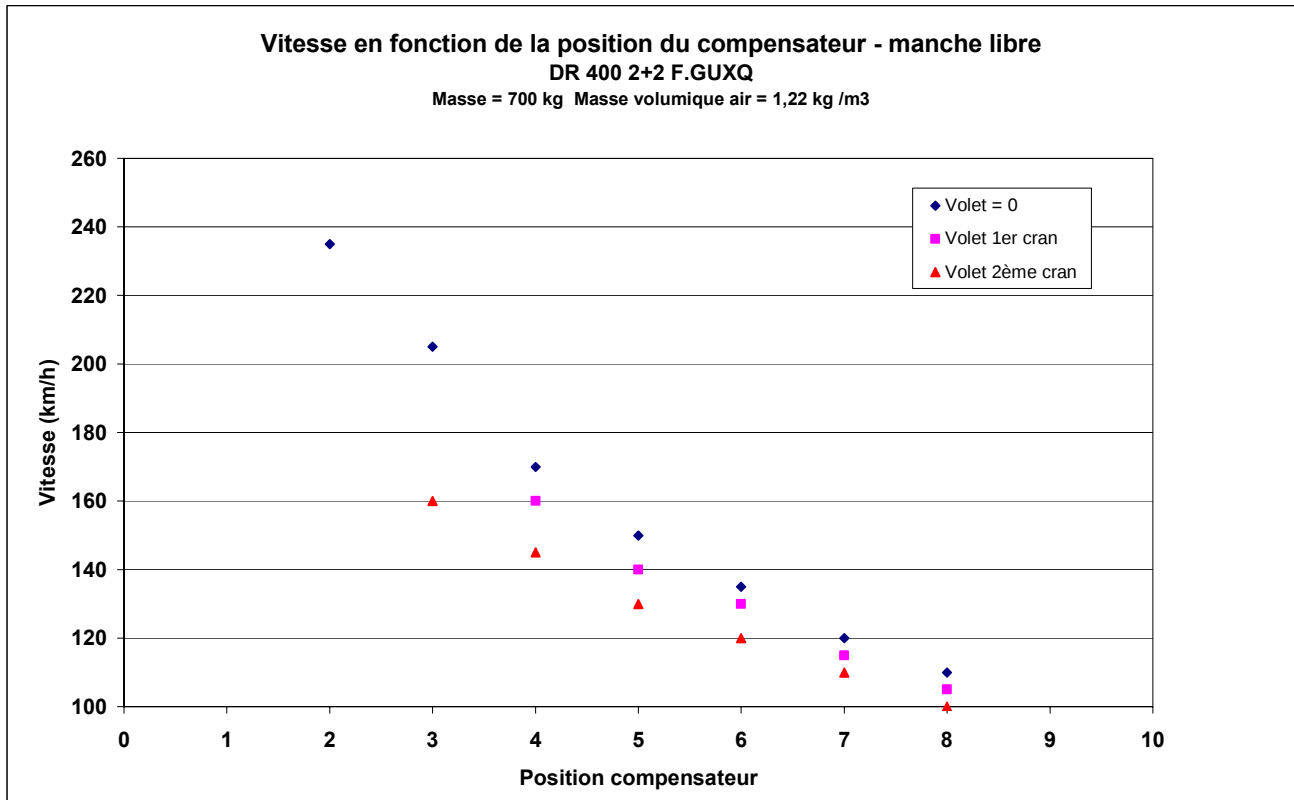


Figure 6

4.2 Relation trajectoire / puissance

Les données ont été enregistrées à l'aide du Data Logger DG-100 de GlobalSat.

La vitesse enregistrée est la vitesse sol. Le vent étant négligeable au moment des mesures, on assimilera ces vitesses à la vitesse air (V_i).

4.2.1 Transition palier → descente

L'avion est tout d'abord réglé pour le vol en palier, en configuration lisse, à une vitesse de l'ordre de 150 km/h. Le compensateur est en position (5). La puissance nécessaire au vol en palier est de 1850 t/mn. Les conditions de masse et de météorologie sont celles décrites précédemment.

La figure 7 montre la trajectoire de l'appareil et sa vitesse.

En (1), on réduit la puissance à 1600 t/mn, toujours manche libre. L'avion passe du palier à une trajectoire descendante.

En (2) la puissance est abaissée à 1500 t/mn. La pente de la trajectoire augmente.

Pendant toutes ces phases, la vitesse reste constante autour de 150 km/h.

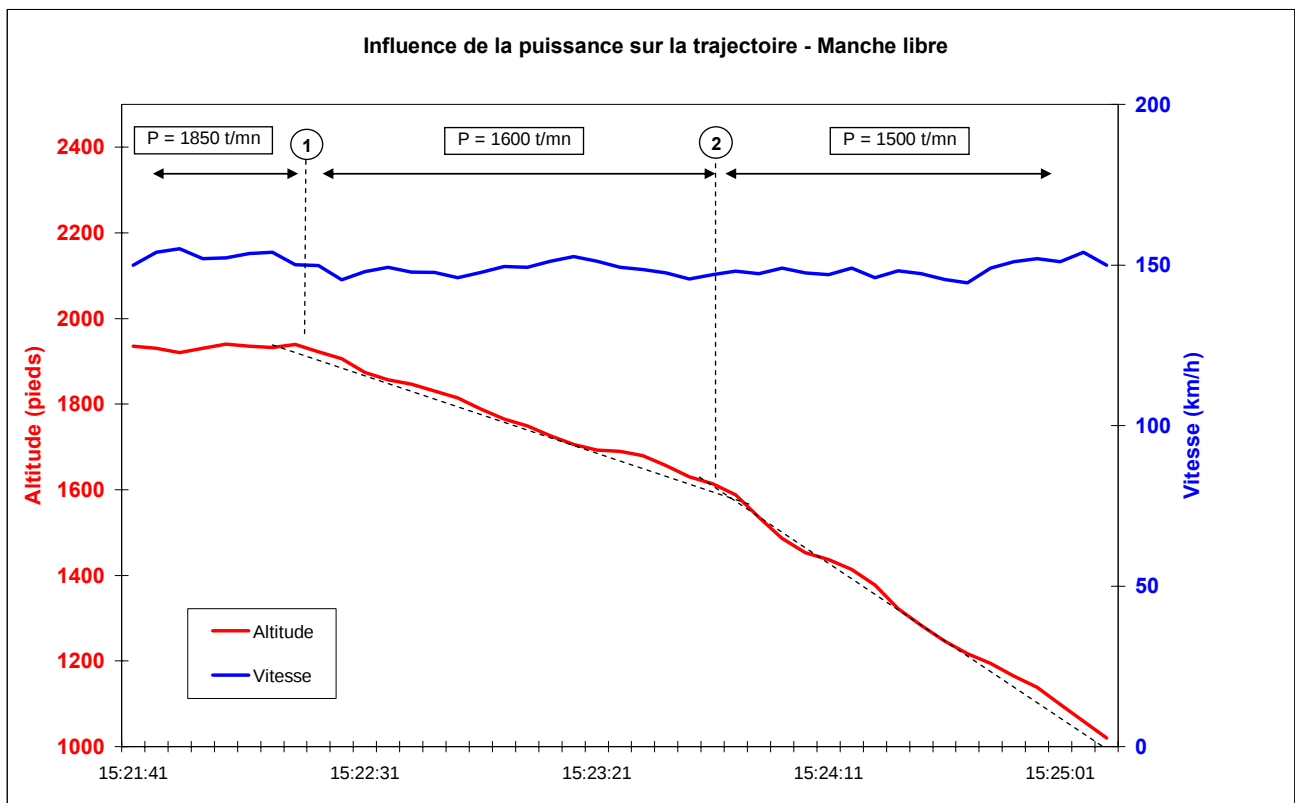


Figure 7

4.2.2 Transition palier → montée

L'avion est initialement en vol en palier, à 140 km/h, en configuration lisse. La puissance est de 1750 t/mn.

En **(1)**, on augmente progressivement la puissance au maximum, toujours manche libre. L'avion passe du palier à une trajectoire montante. Pendant cette phase, le compte-tours indique 2350 t/mn.

La vitesse reste constante autour de 140 km/h.

Voir figure 8.

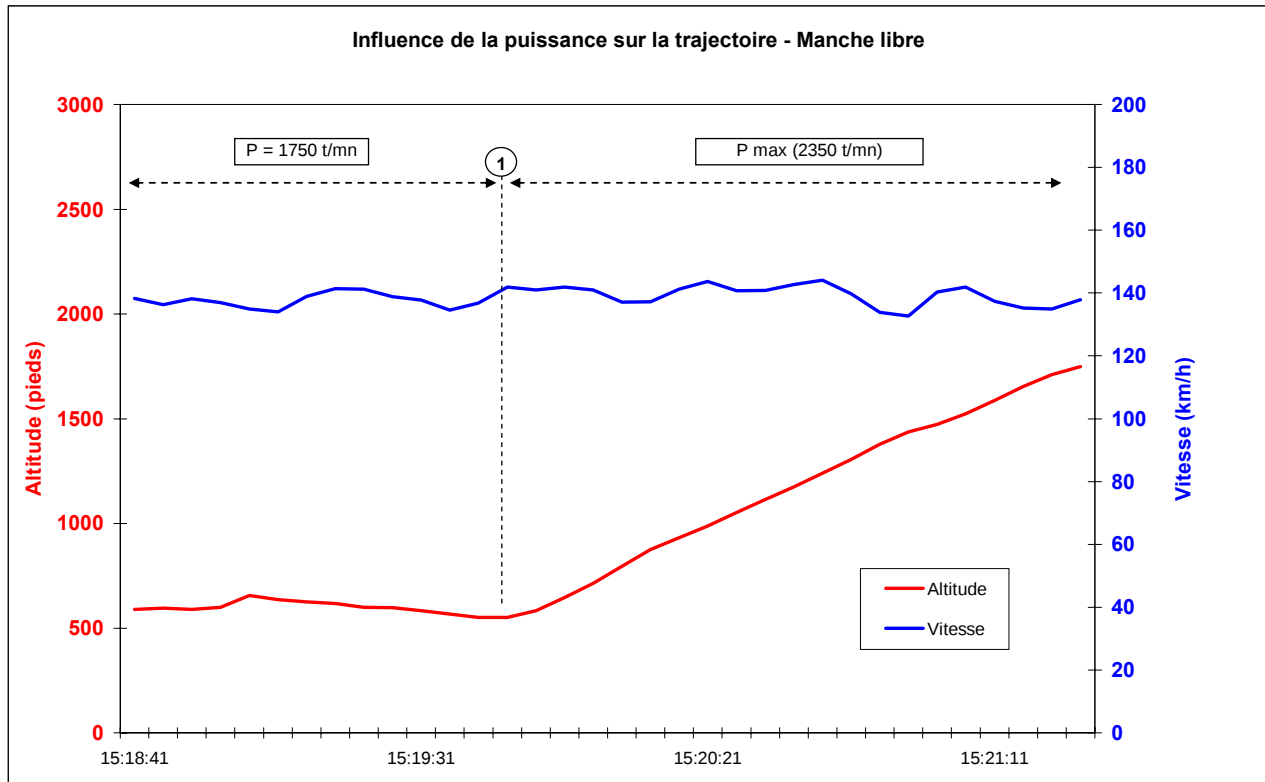


Figure 8

4.3 Relation vitesse / masse / position du compensateur

Pour une même masse volumique de l'air, la vitesse de l'avion, pour chaque position du compensateur, dépend de la masse.

Si V_1 est la vitesse pour une masse m_1 et si V_2 est la vitesse pour une masse m_2 , on a :

$$V_2 / V_1 = (m_2 / m_1)^{1/2}$$

Dans le cas présent, si l'on veut calculer les vitesses pour une masse de 900 kg (masse maximum du DR 400 2+2) à partir des vitesses pour une masse de 700 kg (voir chapitre 4.1), il faut multiplier ces valeurs par $(900/700)^{1/2}$, soit 1,13.

Par exemple, pour une position du compensateur à (4), la vitesse obtenue à la masse maximum de 900 kg, en configuration lisse et pour la même masse volumique de l'air, est de

$$V(900 \text{ kg}) = 170 \times 1,13 = 192 \text{ km/h.}$$

5 EQUILIBRE DE L'AVION – ACTION DU PILOTE SUR LA GOUVERNE

5.1 Equilibre avant sollicitation de la gouverne

Supposons l'avion stabilisé à une vitesse constante, et donc sur une trajectoire de pente constante, et ce, quelque soit la puissance affichée. Le compensateur est réglé à une certaine position, aucune force sur le manche n'est appliquée (= manche libre).

L'incidence du stabilisateur est α , la vitesse sur la trajectoire est $V1$. Voir figure 6.

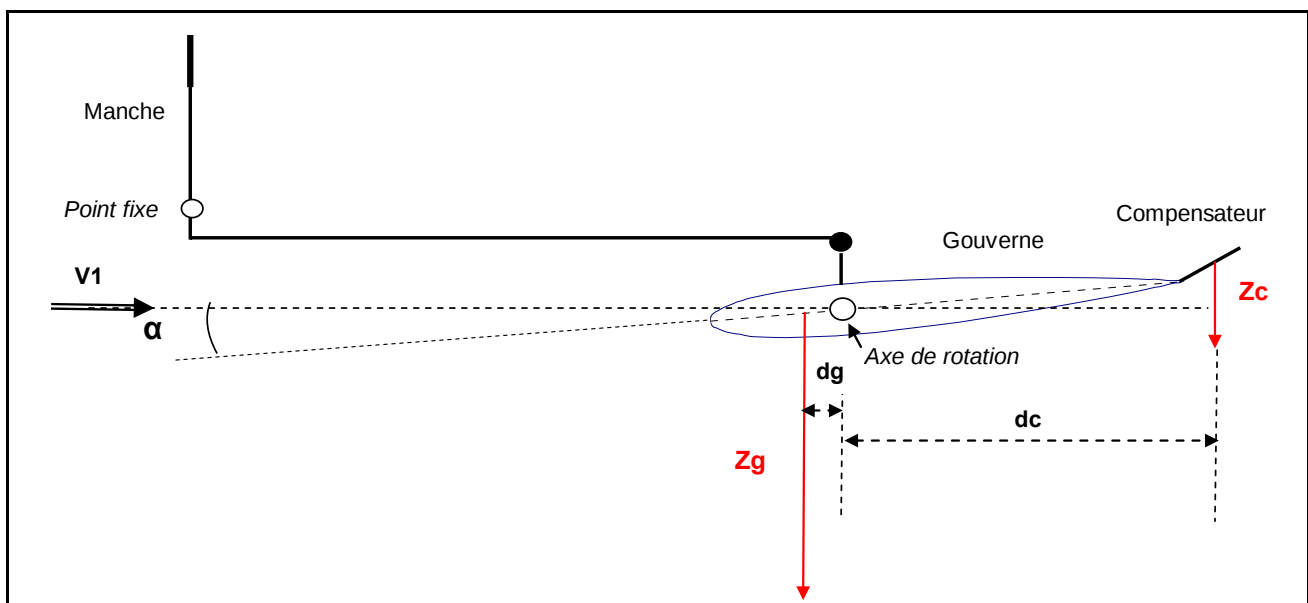


Figure 6 Equilibre des forces sur le stabilisateur – manche libre

5.2 Equilibre après changement de vitesse

Voir figure 7.

Imaginons maintenant l'avion avec une vitesse inférieure $V2$ (on supposera que l'incidence de la gouverne est sensiblement identique). Ceci peut être consécutif à une réduction de puissance ou une augmentation de la pente de la trajectoire. La portance de la gouverne Zg est moindre. La force Zc créée par le compensateur est également moindre, mais en raison de la distance plus grande par rapport à l'axe de rotation, le moment $Zc \cdot dc$ devient supérieur au moment $Zg \cdot dg$. Il s'ensuit un moment aérodynamique M_s non nul.

Pour maintenir la gouverne dans cette même position, le pilote doit donc créer un moment antagoniste M_m , d'autant plus important que la variation de vitesse est forte.

Cela se traduit par un effort (ici de traction ou à cabrer) sur le manche.

Cet effort est due au fait que le pilote impose un couple vitesse / incidence au stabilisateur, et donc à l'aile, différent de celui pour lequel le compensateur est réglé.

→ L'appareil manifeste donc son mécontentement en s'opposant à l'action du pilote... !

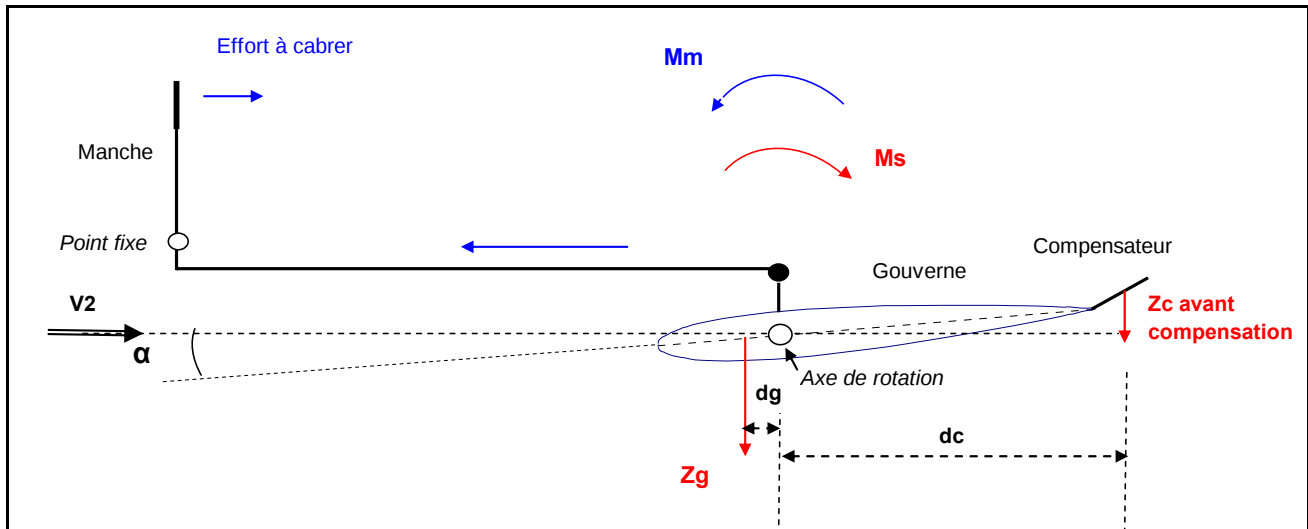


Figure 7 Equilibre des forces sur le stabilisateur – action sur le manche pour maintenir la nouvelle vitesse

Si celui-ci stoppe l'effort en lâchant le manche, l'appareil reprend sa vitesse initiale et la pente de la trajectoire se modifie (dans l'exemple elle diminue), avec cependant quelques oscillations autour de la position finale d'équilibre.

5.3 Maintien de la nouvelle vitesse – annulation de l'effort au manche

Si l'on veut maintenir cette position du stabilisateur dans le but de maintenir le nouveau couple vitesse / trajectoire, et sans appliquer d'effort au manche, il faut donc placer le compensateur sur une position qui correspond à cette nouvelle vitesse.

Ceci est effectué par le pilote qui, depuis l'habitacle et en maintenant le manche immobile, modifie (par une molette ou électriquement) l'inclinaison du compensateur jusqu'à ce que l'effort ressenti s'annule.

On retrouve alors : $Z_g \cdot d_g = Z_c \cdot d_c$

La figure 8 montre le nouvel équilibre des forces sur le stabilisateur, correspondant à la nouvelle vitesse V_2 .

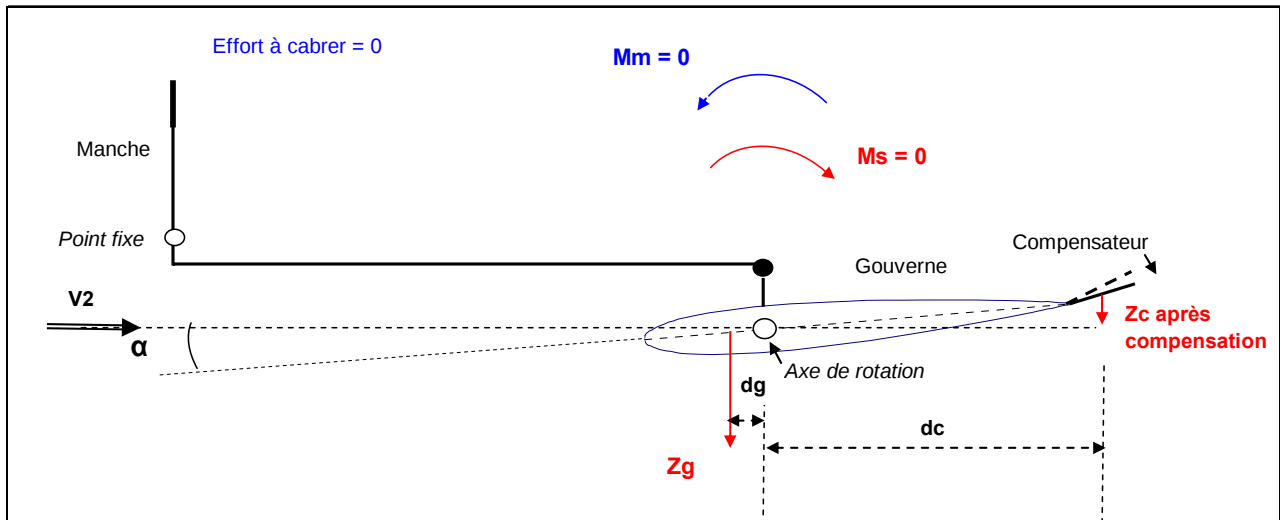


Figure 8 Equilibre des forces sur le stabilisateur après compensation

5.4 Contrôle de l'effet cabreur / piqueur

Cet effet, induit par une variation de puissance a été présenté au chapitre 3.3.

La solution pour maintenir la trajectoire initiale lors d'une variation de puissance est de contrer cet effet cabreur ou piqueur par une action antagoniste :

- tout d'abord en modifiant la position du stabilisateur à l'aide du manche, ce qui nécessite un effort pour maintenir cette nouvelle position,
- puis en modifiant la position du compensateur pour l'adapter à la nouvelle vitesse afin d'annuler cet effort.

En résumé :

L'effort au manche est dû au fait que le pilote veut maintenir une vitesse pour laquelle le compensateur n'est pas réglé.

L'annulation de cet effort, sans changer la vitesse de l'appareil, ne peut donc être possible qu'en modifiant la position du compensateur.

6 UTILISATION DU COMPENSATEUR

6.1 Trajectoire stabilisée

On comprend que, pour une puissance donnée, le maintien d'une vitesse constante sur une trajectoire ne pourra être réalisée qu'une fois le **compensateur réglé pour la vitesse considérée**.

Il faut être conscient que maintenir une vitesse constante, le compensateur non réglé pour cette vitesse, par application d'un effort au manche, est une situation ne peut être assurée pendant très longtemps. Au bout de quelques secondes, si le pilote porte son attention sur une autre action - ce qui ne manque pas à bord –, le bras relâchera inévitablement et inconsciemment l'effort sur le manche, avec pour conséquence une modification de la vitesse et de la trajectoire.

6.2 Changement de trajectoire

6.2.1 Cas général

Nous avons vu que la position du compensateur « fixe » la vitesse, celle-ci étant associée à une trajectoire pour une puissance donnée.

Les changements de trajectoire s'effectuent donc avec la séquence suivante :

1. Action sur le manche par le pilote pour afficher l'assiette correspondant au couple vitesse / trajectoire souhaitée
2. Ajustement de puissance (pour une montée, en général : puissance maximum)
3. (Correction éventuelle de l'assiette pour obtenir la vitesse désirée)
4. Réglage du compensateur pour annuler l'effort

Cette séquence d'actions dans l'ordre « **Assiette – Puissance – Compensateur** » est valable pour tous les changements de trajectoire :

- palier → montée
- montée → palier
- palier → descente
- descente → palier
- descente → montée
- montée → descente

Note

Les seuls cas où l'on se passera d'ajuster le compensateur suite à une variation d'incidence volontaire par action sur le manche seront lors de **modifications temporaires** de cette incidence, comme par exemple une correction d'altitude de 100 ou 200 pieds ou l'exécution d'un virage en palier.

Concernant cette dernière manœuvre, le poids apparent de l'appareil augmente, d'autant plus que l'inclinaison est importante. Il faut donc augmenter l'incidence pour accroître la portance. L'effort nécessaire au manche est dû au fait que l'on impose à l'avion une incidence qui ne correspond pas à

la position du compensateur. Plus l'augmentation d'incidence demandée est forte, plus l'effort doit être important.

Cette manoeuvre étant de courte durée et au cours de laquelle le pilote focalise la majorité de son attention sur celle-ci, la modification de la position du compensateur n'est pas pertinente.

6.2.2 Cas particulier : changement de trajectoire à vitesse constante

On peut être parfois conduit à changer de trajectoire tout en souhaitant maintenir la vitesse constante.

C'est en particulier le cas du passage palier → descente au cours duquel le pilote souhaite conserver en descente la vitesse initiale de croisière.

Dans ce cas, il suffit simplement de réduire la puissance, sans aucune action au manche. Le compensateur fixant la vitesse, l'appareil se positionne sur une trajectoire dont la pente est d'autant plus forte que la puissance est faible, en conservant sa vitesse. On met à profit dans ce cas l'effet piqueur pour effectuer le changement de trajectoire.

On peut même se fixer la pente de la trajectoire, et donc la valeur de la vitesse verticale (contrôlée au variomètre) si l'on connaît d'avance la relation entre la puissance affichée et cette pente.

Par exemple, sur certains appareils, une réduction de 1" de la pression d'admission entraîne une augmentation de la pente d'une valeur de – 100 pieds / mn au variomètre.

Remarque :

Cette technique de gestion de la trajectoire à partir de la puissance est limitée à des cas très particuliers et **doit être considérée comme faisant partie des techniques de pilotage avancée et non pour l'apprentissage du pilotage de base.**

Effectivement, si modifier sa trajectoire à l'aide de la puissance peut être effectuée de façon efficace dans le cas palier → descente, il n'en est pas autant dans d'autres situations.

En particulier, la mise en palier après une descente peut difficilement s'envisager sans action sur le manche.....Idem pour la transition palier → montée.

Pour un élève débutant, l'utilisation d'une seule et même technique « Assiette – Puissance – Compensateur » qui marche pour tous les changements de trajectoire est évidemment à privilégier.