

# CANARDS SANS CALCULS

Ce document rassemble un certain nombre de résultats empiriques trouvés dans différentes sources (revues modélistes, sites sur la Toile...). Ils sont donnés sans justification théorique et ont pour seul but de permettre de comprendre quels sont les paramètres conditionnant le centrage et la stabilité de vol des aéromodèles canards.

## 1] EQUILIBRE LONGITUDINAL D'UN CANARD – STABILITE – GENERALITES

- 1-1 Condition et stabilité de l'équilibre
- 1-2 Centrage – résultat fondamental
- 1-3 Plage de centrage

## 2] CENTRAGE – FORMULES EMPIRIQUES

- 2-1 Formule de Pierre Harivel
- 2-2 Formule de Jean Champenois
- 2-3 Formule de Ronald Van Putte
- 2-4 Formule de Vincent
- 2-5 Remarques sur le centrage

## 3] AUTRES RESULTATS EMPIRIQUES

- 3-1 Surface et allongement des plans
- 3-2 Stabilité en lacet – Dérives
- 3-3 Stabilité en roulis
- 3-4 Couplage lacet-roulis

## 4] CANARDS – AVANTAGES ET INCONVENIENTS

- 4-1 Avantage en longitudinal
- 4-2 Avantage en transversal
- 4-3 Finesse
- 4-4 Inconvénients

### CALCUL EMPIRIQUE D'UN CANARD

Si on veut calculer et régler correctement un canard avec le moins de calculs possible, il faut connaître un minimum de notions d'aérodynamique.

- Notion de foyer d'une aile, corde aérodynamique moyenne, centre de poussée,
- Notion de foyer global d'un aéronef.

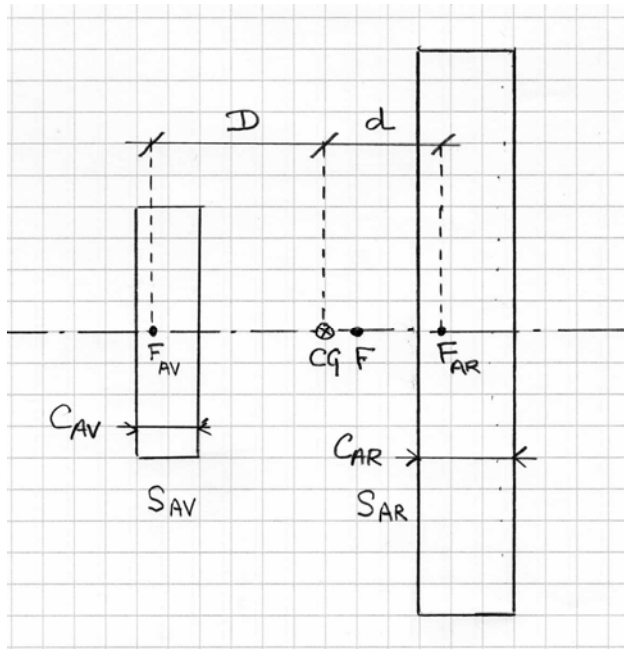
Nous supposons connues ces notions.

### 1] EQUILIBRE LONGITUDINAL D'UN CANARD – STABILITE - GENERALITES

#### 1-1-1) Condition de l'équilibre

[Rigoulot, Canardons, RCM n° 38, juin 1984 p 59]

La configuration d'un canard est typiquement la suivante :



Convenons d'appeler "empennage" le plan canard à l'avant et "aile" le plan arrière.

$F_{AV}$  : foyer de l'empennage  
 $F_{AR}$  : foyer de l'aile  
 $F$  : foyer global de l'aéronef  
 $S_{AV}$  : aire de l'empennage  
 $S_{AR}$  : aire de l'aile  
 $C_{AV}$  : corde de l'empennage  
 $C_{AR}$  : corde de l'aile  
 $Cg$  : centre de gravité

L'empennage (« plan canard ») a une envergure et une corde (donc un allongement et une surface) plus petites que celles de l'aile.

Pour le raisonnement imaginons la configuration la plus simple possible :

- profils des plans identiques (mêmes polaires)
- profils symétriques (pas de moment intrinsèque)

(résultante des forces appliquées au foyer, indépendante de l'incidence des plans)

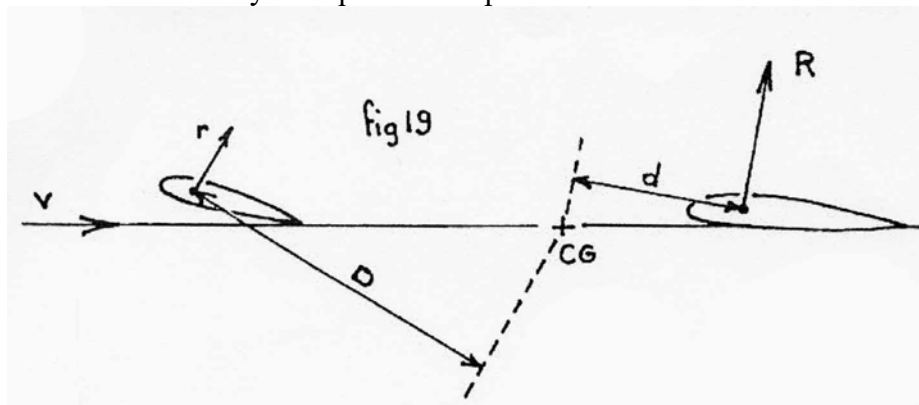
La géométrie est fixée ( $d$  et  $D$  données).

L'équilibre longitudinal est réalisé lorsque les moments des forces aérodynamiques par rapport au centre de gravité  $CG$  de l'appareil s'annulent (figure ci-dessous) :

$$r \cdot D = R \cdot d$$

$r$  : résultante des forces aérodynamiques subies par l'empennage.

$R$  : résultante des forces aérodynamiques subies par l'aile.

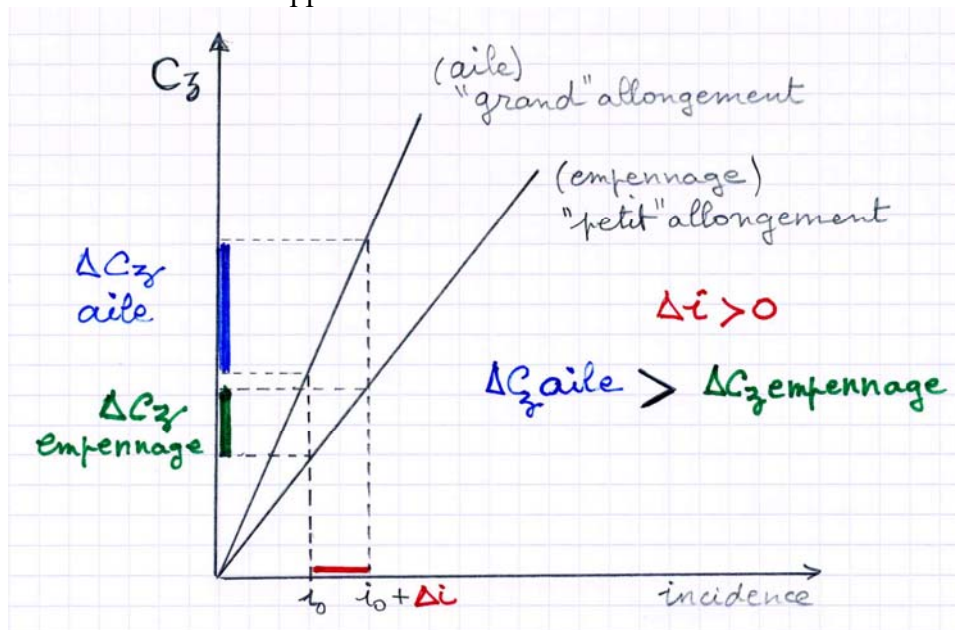


### 1-1-2) Stabilité de l'équilibre

Supposons qu'une perturbation accroisse brusquement l'incidence de l'appareil (donc simultanément des deux plans). Les portances des deux plans vont augmenter, mais différemment comme on va le voir.

Seul le  $C_z$  des deux plans va varier, dans le sens d'une augmentation mais pour une variation d'incidence donnée la variation de  $C_z$  de l'aile sera plus grande que celle de l'empennage, car l'aile a un plus grand allongement que l'empennage (voir figure ci-dessous). L'accroissement

de portance de l'aile sera plus grand que celui de l'empennage, un moment piqueur va apparaître tendant à ramener l'appareil à son assiette initiale.



On peut faire le raisonnement inverse dans le cas d'une diminution de l'incidence : la variation de portance de l'empennage sera plus petite que celle de l'aile, un moment cabreur va apparaître tendant à ramener l'appareil à son assiette d'équilibre.

En conséquence, **l'équilibre longitudinal du canard est stable.**

### 1-2) RÉSULTAT FONDAMENTAL

Quelle que soit la formule aérodynamique du planeur (conventionnel, canard, tandem) le centrage (position du centre de gravité) se fait par rapport au **foyer global** de l'appareil.

Le centre de gravité de l'aéronef doit être placé **EN AVANT** du foyer global pour que le vol de l'appareil soit stable sur l'axe de tangage (stabilité longitudinale).

*Remarque : le centre de gravité pourrait être placé en arrière du foyer global, mais dans ce cas l'appareil devra être piloté en permanence car, en cas de perturbation de la ligne de vol, il n'aurait aucune tendance à reprendre seul sa ligne de vol initiale.*

### 1-3) PLAGES DE CENTRAGE

#### \* Limite arrière de centrage

Limite arrière : le centre de gravité doit être en avant du foyer global pour des questions de stabilité du vol. C'est une limite de « confort de pilotage », et non une limite aérodynamique. En effet comme déjà dit, un planeur réglé sans marge de stabilité doit être piloté en permanence.

Si on veut une certaine stabilité longitudinale de l'aéronef, nous avons vu que le CG devra être devant le foyer global. Le foyer sera donc la limite arrière de centrage.

Limite arrière de centrage

La position du foyer est la limite arrière de centrage

#### \* Limite avant de centrage

Si on avance le centre de gravité, il faut augmenter le V<sub>e</sub> longitudinal, et on constate que :

- la stabilité longitudinale de l'aéronef augmente,
- la maniabilité diminue.

Lorsqu'on augmente le Vé longitudinal, l'incidence de l'un des plans (aile ou stabilisateur) augmente. En avançant le CG l'incidence d'un des plans va arriver à la limite du décrochage.

Limite avant : la limite avant théorique est celle qui correspond à un stabilisateur à la limite du décrochage en vol horizontal stabilité. Mais cette configuration n'est pas réaliste car dans ces conditions, le moindre piqué du planeur ne pourrait pas être redressé, car le stabilisateur serait en permanence décroché.

Limite avant de centrage

Position du centre de gravité telle que l'équilibre du planeur soit réalisé pour un Vé longitudinal plaçant l'aile ou le stabilisateur à la limite du décrochage

*Remarque : en pratique les planeurs seront toujours réglés de telle sorte que l'on se trouve loin de la limite avant de centrage, pour des raisons de sécurité du vol (il faut être loin des conditions de décrochage) et de confort de pilotage (l'appareil est d'autant moins réactif aux commandes que le centrage est « avant »).*

## 2] CENTRAGE – FORMULES EMPIRIQUES

### PLAGE EMPIRIQUE DE CENTRAGE

On trouve dans la littérature diverses formules empiriques préconisant des plages de centrage.

#### 2-1) Formule de Pierre HARIVEL

[Harivel, « Canard » Etude d'un canard modèle réduit, sans formule par l'image, MRA n° 588, novembre 1988 ]

P. Harivel préconise les réglages suivants

Le centre de gravité est placé **en avant** du foyer, à une distance de

- 5% de la corde moyenne de l'aile arrière pour la limite arrière
- 25% de la corde moyenne de l'aile arrière pour la limite avant

Pour les premiers vols il conseille de centrer à 10 à 15% de la corde moyenne de l'aile (en avant du foyer global bien sûr).

*Remarque : le signe « moins » indique que l'on place le CG en avant du foyer.*

#### 2-2) Formule de Jean CHAMPENOIS

[Champenois, MRAérodynamique p 97]

Jean Champenois ne raisonne pas en terme de corde moyenne de l'aile arrière mais en fonction de la distance entre les foyers des deux plans, plan canard et aile arrière.

Le CG sera donc placé en avant du foyer général, à une distance de l'ordre de 2 à 5% de la longueur  $F_{AV}F_{AR}$  (distance entre les foyers des plans avant et arrière).

« On peut envisager un CG légèrement plus avancé, mais il faut être précautionneux car l'appareil risque parfois de ne pas pouvoir se redresser au cours d'un piqué si le CG est trop avant (par décrochage permanent du stabilisateur). »

*Remarque : On verra dans un autre chapitre que l'on peut aussi exprimer ceci en disant que le rapport des volumes des deux plans porteurs K devra être de l'ordre de 0,8 à 0,9.*

$$K = \frac{S_{av}.F_{avF}}{S_{ar}.F_{Far}} \approx 0,8 \text{ à } 0,9$$

Sav : aire du plan canard

FavF : distance foyer plan canard-foyer global

Sar : aire de l'aile arrière

FFar : distance foyer global-foyer aile arrière

**2-3-1) Formule de Ronald Van PUTTE**

[Le Canard par le Capitaine Ronald van PUTTE Radio Modélisme n° 26 février 1969]

[Rigoulot, Canardons, RCM n° 39, juillet 1984 p 49]

« Soit L (fig. 3) la distance séparant le centre de poussée de l'aile de celui de l'empennage (distance entre les 2 foyers).

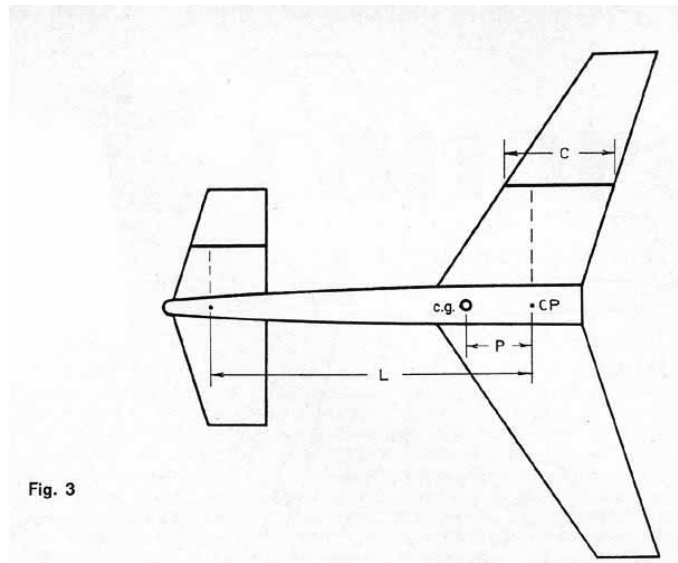


Fig. 3

Soient S la surface alaire et A la surface de l'empennage horizontal. Le centre de gravité doit se trouver à une distance P (en cm) en avant du centre de poussée de l'aile, comme le montre la figure 3. P est déterminé par l'équation (4) :

$$(4) \quad P = \frac{LA}{S} + \frac{C}{10}$$

L'utilisation de cette équation aboutit en fait à déplacer le centre de gravité en avant de la position optimale, pour la stabilité et la manoeuvrabilité, mais on est alors certain d'une bonne stabilité longitudinale. »

Remarque : d'après Rigoulot « cette formule souvent utilisée donne dans certains cas de figure (petits empennages) un centrage trop avant, sûr, mais ne permettant pas le vol lent. »

\*\* Variante (dont j'ignore l'origine) :

*C'est presque la même que la précédente au dénominateur près qui néglige la surface du plan canard devant la surface de l'aile.*

Le centre de gravité est placé en avant du foyer, à une distance de 10% de la corde moyenne de l'aile arrière.

Ce qui se traduit par

$$L = \frac{F_1 F_2 \cdot S_{av}}{S_{ar} + S_{av}} + \frac{C_{my}}{10}$$

L : distance entre le foyer  $F_2$  de l'aile et le centre de gravité.

$C_{my}$  : corde moyenne de l'aile

Remarque 1 : on remarque qu'elle coïncide avec le centrage moyen préconisé par P. Harivel.

Mais Ron ne précise pas de plage de centrage :

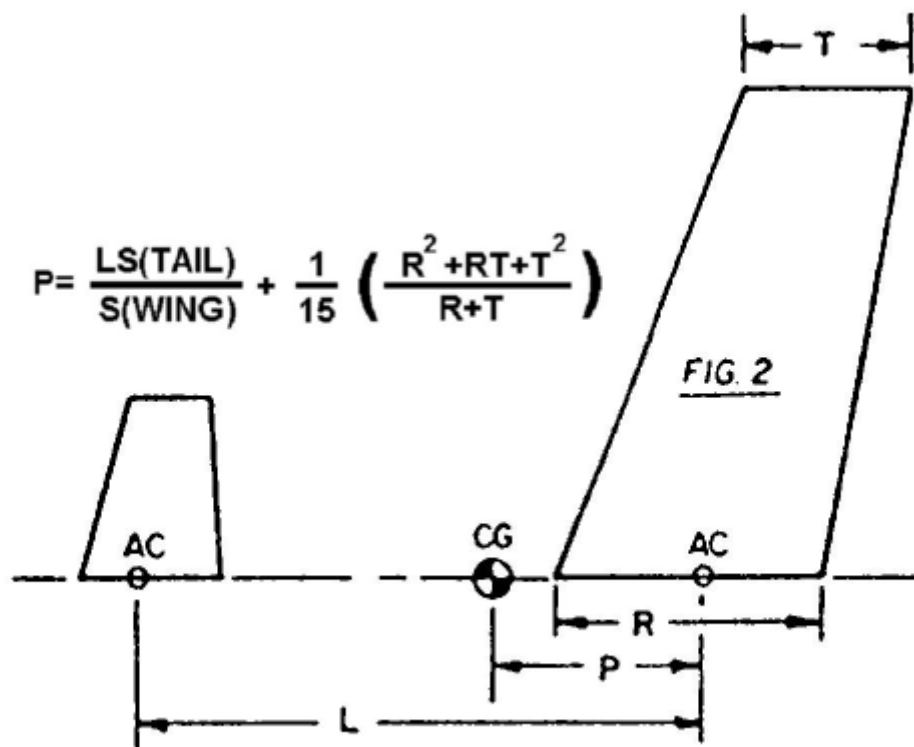
« Après les premiers vols, si tout va bien on peut reculer le centrage jusqu'à la position donnant la meilleure maniabilité.

Si sur le dessin, l'emplacement du centre de gravité déterminé par la formule précédente semble difficile à obtenir sur l'appareil terminé, à moins d'ajouter une quantité importante de lest, le mieux est de modifier le rapport des surfaces ou le bras de levier (ou l'emplacement du moteur), de sorte que le centrage calculé permette une construction facile. »

**2-3-2) Ron Van PUTTE on Canards**

[Model Aviation, juin 1980]

“Determine the distance between the aerodynamic centers of the wing and horizontal stabilizer and locate the proper center of mass as shown in Figure 2 by using the P equation.



This center of mass location guarantees that the aircraft will basically stable in pitch. After test flights have been made, it may be desirable to move the center of mass toward the rear of the airplane in order to improve the pitch response of the aircraft.”

*Remarque : cette formule diffère peu des précédents.*

#### 2-4) Formule de VINCENT

[Rigoulot, Canardons, RCM n° 39, juillet 1984 p 49]

(via Jac50 sur Rétroplane, d'après articles publiés dans RCM par B. RIGOULOT qui cite cette formule de Vincent)

##### - Position du foyer global

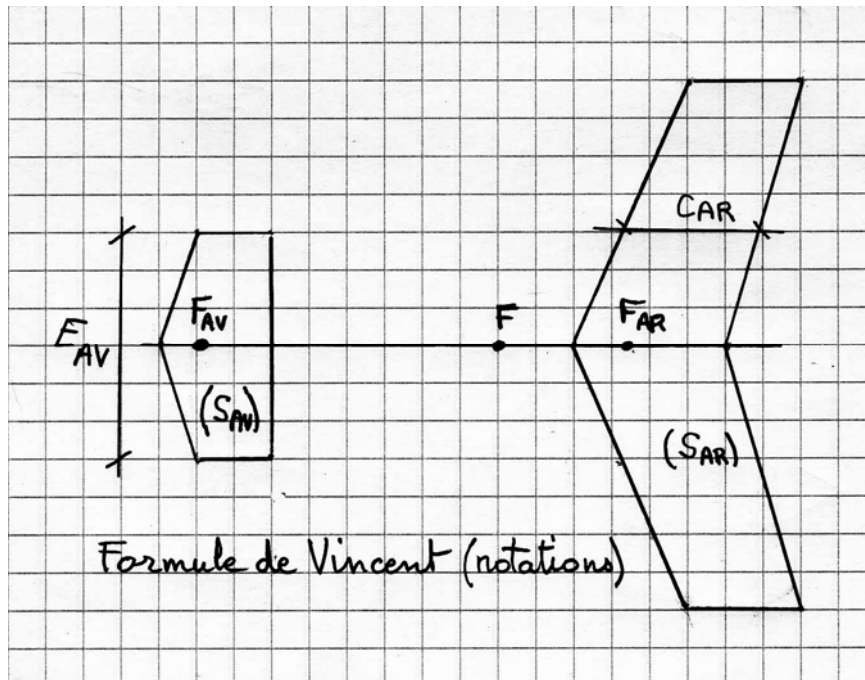
La formule de Vincent est une petite amélioration de la relation précédente, tentant de prendre en compte la déflexion de l'air par le stabilisateur.

##### Hypothèses simplificatrices

- 1) Le centre de poussée coïncide avec le foyer du plan porteur (aile ou stabilisateur)
- 2) Les profils des deux plans sont supposés identiques
- 3) L'influence du fuselage est totalement négligée

Une partie de l'aile se trouve dans le sillage du stabilisateur et son efficacité aérodynamique (sa contribution à la portance générée par l'aile) sera moindre. On peut considérer que tout se passe comme si la surface de l'aile était plus petite.

De manière empirique, on diminue la surface de la moitié de la surface d'aile se trouvant dans le sillage du stabilisateur soit (envergure stabilisateur x corde aile) / 2



$F_{AV}$  : foyer du plan canard (stabilisateur)

$F_{AR}$  : foyer de l'aile

$F$  : foyer global du planeur

$S_{AV}$  : surface du plan canard

$S_{AR}$  : surface de l'aile

$E_{AV}$  : envergure du plan canard

$C_{AR}$  : corde moyenne de l'aile

Formule de Vincent

$$FF_{AR} = F_{AV} F_{AR} \cdot \frac{1}{S_{AR} - \frac{E_{AV} \cdot C_{AR}}{2}} \cdot \frac{2}{S_{AV}}$$

### - Plage de centrage

« L'expérimentation (avec des petits « tout balsa ») recoupant l'expérience et les calculs montre que pour obtenir une stabilité longitudinale convenable, le CG ne peut être devant le foyer global à plus de 20 % et à moins de 5 % de la corde moyenne de l'aile principale. De 5 à 20 % on passe d'un centrage limite arrière avec stabilité faible à un centrage limite avant avec stabilité surabondante. »

Le centre de gravité sera placé entre 5 et 20% de la corde de l'aile en avant du foyer général, plutôt vers 12 ou 15%

## 2-5) REMARQUES SUR LE CENTRAGE

[Rigoulot, Canards, RCM n° 39, juillet 1984 p 50-51]

### « \* Centrage trop avant

(c'est une situation plutôt rare)

Il se manifeste par une charge excessive de l'empennage avant qui décroche dès qu'on veut cabrer franchement. Un centrage trop avant empêche de mener la voilure principale aux fortes incidences. La portance maximale est inexploitable et le vol lent inaccessible.

En cette occurrence, en essais, au retour au sol, on devra approcher vite pour éviter de trop avoir à tirer à l'arrondi.

Les remèdes sont : déplacer les masses vers l'arrière ou agrandir la surface de l'empennage pour le soulager. On peut aussi le munir d'un volet à fente, d'un bec de BA ou d'un profil plus porteur pour lui faire accepter de plus fortes charges. [voir J. Champenois, MRA n° 520]

Remarque : le raccrochage s'effectue à une incidence inférieure au décrochage (aérodynamique des régimes transitoires). Ne pas hésiter à pousser franchement sur le manche pour raccrocher au plus vite, puis revenir par arrondi doux.

C'est l'occasion de remarquer que l'aérodynamique, d'abord étudiée en deux dimensions (écoulement de l'air autour d'un profil) puis bientôt en trois dimensions (aspect des tourbillons marginaux), l'est maintenant en quatre dimensions (transformations de l'écoulement en fonction du temps lors des variations rapides de configuration), études nécessitées par les mouvements rapides des obstacles à l'intérieur des moteurs ou les évolutions brutales des missiles.

#### \* **Centrage trop arrière**

(situation fréquente)

Il se manifeste par l'instabilité longitudinale, voire l'autocabrage ; les mouvements nécessaires au manche sont de trop faible amplitude et le pilotage imprécis, voire dangereux.

Les remèdes sont : avancer les masses, diminuer la surface avant pour augmenter le bras de levier avant dans le même but ; donner de la flèche à l'aile pour reculer son CP.

Le centrage trop arrière est le piège type du canard puisque les éléments lourds (aile, moteur) sont à l'arrière. Lors du dessin, faire un devis précis des poids. »

### 3] AUTRES RESULTATS EMPIRIQUES

#### 3-1) SURFACES ET ALLONGEMENT DES PLANS

L'allongement et le volume du plan canard vont aussi jouer un rôle dans les réglages et performances du canard.

##### 3-1-1) « Rigoulot »

[Rigoulot, Canardons, RCM n° 39, juillet 1984 p 49]

\* Volume du plan canard

$$0,45 < \frac{s}{S} \times \frac{L}{C} < 0,8$$

s surface du plan canard

S surface de l'aile

L distance entre les deux foyers des plans

C corde moyenne de l'aile

Ce n'est qu'une indication.

\* Allongement du plan canard

Il sera compris entre la moitié et les trois-quarts de celui de l'aile.

\* Vé longitudinal

(Différence de calage entre les deux plans)

Si les profils des deux plans sont les mêmes, le Vé longitudinal ira de 2 à 5°.

##### 3-1-2) « Thies »

[Thies, Canards, étude et construction, Radio Modélisme n° 163, juillet 1980]

« Il a une importance capitale pour l'obtention d'une stabilité longitudinale satisfaisant et pour les qualités de vol d'un canard. O. Klank indique, dans ses études sur le sujet, une surface relative comprise entre 1/6 et au plus 1/3 de celle de l'aile. Par ailleurs, une étude statistique conduite sur les modèles canard de vol libre montre que le coefficient de stabilité défini par le rapport suivant est compris entre 0,7 et 1 :

$$\frac{bl \cdot S_{av}}{S \cdot l_m} = 0,7 \text{ à } 1,0$$

bl : bras de levier du plan avant

Sav : aire de l'empennage

S : aire de l'aile



$l_m$  : corde moyenne de l'aile

Pour des planeurs radiocommandés, pour lesquels la stabilité longitudinale ne doit pas être aussi importante qu'en vol libre, on peut se baser sur une valeur de 0,7 si l'on ne tient pas compte de l'influence possible du nombre de Reynolds critique, dont l'influence peut être particulièrement néfaste sur l'aile avant et, par suite, sur l'ensemble des performances du canard. »

Puis Thies précise :

« En raison de l'incidence importante à laquelle vole le plan avant, sa traînée induite est loin d'être négligeable, surtout si l'allongement est trop faible. Pour diminuer cette traînée on peut imaginer d'augmenter l'allongement de ce plan en diminuant sa corde. Mais pour des raisons d'écoulement de l'air sur le profil la corde de ce plan ne peut pas être aussi réduite qu'on pourrait le souhaiter pour augmenter l'allongement. Concrètement, si l'on se base sur un nombre de Reynolds critique de 60 000 environ, la vitesse de vol minimale du canard doit être de l'ordre de 6 m/s et la corde du plan avant **ne doit pas être inférieure à 120 mm**. Si l'on considère un allongement d'au moins 5, on en déduit, pour un modèle de canard de petites dimensions, une valeur du coefficient de stabilité de l'ordre de 1,0 et un plan avant ayant une surface de l'ordre de **30 %** de celle de l'aile.

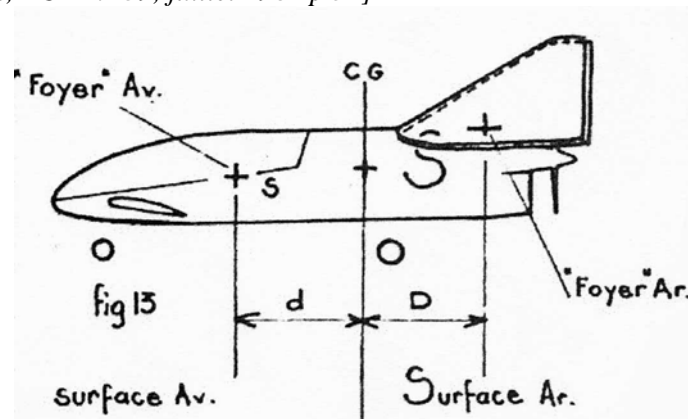
La position plus ou moins haute du plan avant, par rapport à l'aile, a également une influence non négligeable sur la stabilité longitudinale. En tout cas, la disposition doit être telle, qu'en cas de décollement de l'écoulement sur le plan avant, l'aile soit bien dégagée du sillage tourbillonnaire. Habituellement, pour des modèles, une position haute du plan avant est la meilleure solution. »

### 3-2) STABILITE EN LACET (TRANSVERSALE) – DERIVES

La stabilité longitudinale ne suffit pas à faire un bon canard. Il faut aussi assurer une certaine stabilité transversale tenant compte des surfaces latérales de l'aéronef : profil du fuselage et surface de la dérive (ou des dérives).

#### 3-2-1) Formule de Rigoulot

[Rigoulot, *Canardons*, RCM n° 39, juillet 1984 p 51]

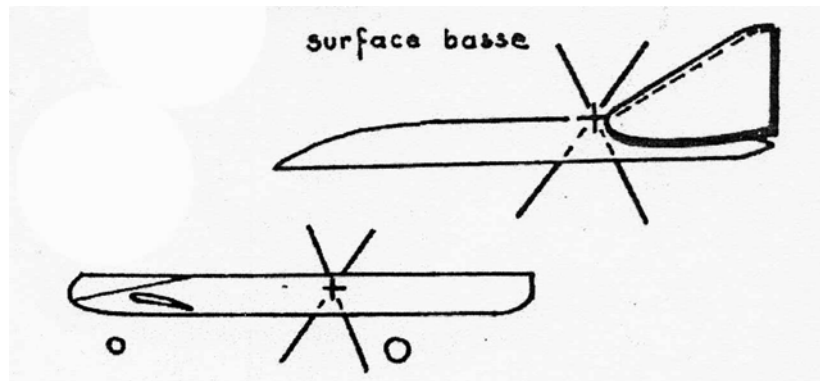


Avec les notations de la figure ci-dessus :

On aura une stabilité en lacet si  $S \cdot D > s \cdot d$

Détermination pratique des « foyers »

On découpera dans du carton rigide les deux morceaux de la silhouette. Le « foyer » est au croisement de deux axes d'équilibre de la silhouette posée sur une arête vive (lame de couteau par exemple). Les surfaces des silhouettes, proportionnelles à leur masse seront évaluées par pesée.



*Remarque : ne pas oublier de compter 2 fois la surface latérale dans le cas où il y a 2 dérives (dans le cas où elles sont bien écartées l'une de l'autre : de plus de 3 envergures d'une dérive)*

### 3-2-2) Formule de Ronald van PUTTE

[Le Canard par le Capitaine Ronald van PUTTE Radio Modélisme n° 26 février 1969]

« Il a été dit précédemment que l'obtention d'une stabilité directionnelle acceptable était l'un des plus grands problèmes posés par la formule canard. C'est pour cette raison que nous recommandons l'utilisation d'ailes en flèche ou en delta modifié, avec dérives verticales aux bords marginaux. Cette technique permet de placer les dérives suffisamment en arrière du centre de gravité, condition indispensable à une bonne stabilité directionnelle.

Cependant les dérives ainsi placées ne sont pas situées aussi en arrière du centre de gravité que les dérives verticales équipant un avion classique ; il faut donc augmenter leur surface, de sorte que chacune ait à peu près la taille de celle d'un avion classique. Une bonne formule empirique pour déterminer la surface adéquate est celle donnée en (5) :

$$(5) \quad V = \frac{3 SB}{200 F}$$

Dans cette formule, V est la surface en cm<sup>2</sup> de chaque dérive, y compris le volet de direction, et F est la distance en cm séparant le centre de gravité de la projection du centre de la dérive verticale.

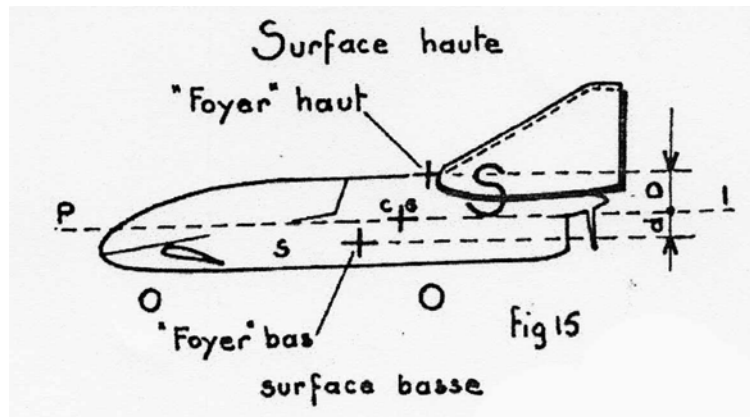
S est la surface de l'aile et B son envergure.

L'application de cette formule suppose qu'on utilise deux dérives. Dans le cas où il n'y en a qu'une, il faut doubler le résultat pour obtenir la surface requise de la mono dérive correspondante. Dans le cas où on choisit d'utiliser une aile droite, il est préférable d'augmenter la surface de l'empennage horizontal jusqu'à environ 40 % de la surface alaire, afin de placer le centre de gravité plus en avant, ce qui permet là encore d'obtenir une distance suffisante entre celui-ci et les dérives. »

### 3-3) STABILITE EN ROULIS

[Rigoulot, Canardons, RCM n° 39, juillet 1984 p 51]

Quel que soit l'aéromodèle, la stabilité en roulis est traditionnellement obtenue par le dièdre donné à l'aile (et éventuellement au stabilisateur horizontal). Mais la surface latérale de l'appareil peut aussi provoquer un effet stabilisateur en roulis.



« La stabilité en roulis peut être obtenue même sans dièdre si  
 $S.D > s.d$

Toute attaque oblique (écart par glissade ou dérapage) fera naître un moment redresseur.

S'il est insuffisant, donner du dièdre à la voilure ou augmenter le volume des surfaces hautes.

En fait, en réalité, stabilité en lacet et roulis sont couplées. A une stabilité lacet forte doit être associée une stabilité roulis forte, et inversement. »

### 3-4) COUPLAGE ROULIS-LACET

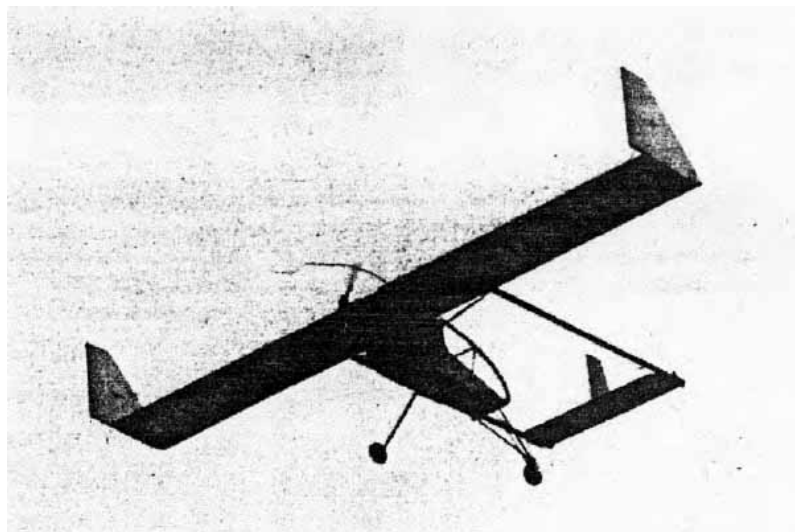
[Rigoulot, *Canardons*, RCM n° 39, juillet 1984 p 51]

« Comme pour tout avion, si le rappel en lacet prédomine l'appareil est à l'abri des dangers de l'attaque oblique (déclenchés), mais il s'écarte lentement de son cap en s'inclinant latéralement de plus en plus : il diverge ; on dit que sa spirale est négative.

Si le rappel en roulis prédomine, sur rafale entraînant une inclinaison latérale, l'appareil redresse : il converge, on dit que sa spirale est positive. Mais si l'amortissement roulis est insuffisant il autobalancé d'une aile sur l'autre : c'est le roulis hollandais. [voir RCM n° 17, septembre 1982]

L'appareil est exposé à l'attaque oblique et à ses dangers ou inconvénients (lacet inverse sur ordre aux ailerons lorsque le lacet n'est pas assez raide.

Un bon compromis évite l'autobalancement, conserve assez de raideur en lacet et une spirale légèrement positive ou à la rigueur neutre. On raidit le lacet en augmentant le volume des surfaces arrières (voir supra Stabilité en roulis)»



*Modèle expérimental de Bernard Rigoulot illustrant les notions présentées*

*Dans la série d'articles « Canardons » [RCM n° 39]*

*Notons le gouvernail de direction à l'avant*

## 4] CANARDS – AVANTAGES ET INCONVENIENTS

### 4-1) AVANTAGES EN LONGITUDINAL

[Rigoulot, *Canardons*, RCM n° 38, juin 1984]

« Pureté des gouvernes et sécurité.

Gabriel Voisin, père du canard et tempérament fougueux, se fâchait lorsqu'il voyait son enfant si peu adopté : « ... Les avions sont demeurés ce qu'était le Blériot de la traversée de la Manche : on les charge pour les faire monter et on les allège pour la descente... » [Voisin, *Mes dix-mille cerfs volants*, Editions de la Table Ronde].

En effet, pour monter (accroître l'incidence à puissance moteur inchangée) sur appareil à gouverne arrière, on tire sur le manche. Ce faisant, on confère une déportance à l'empennage. Le bilan de portance est momentanément amoindri... quand on ne le souhaiterait pas ! ...

Sur canard, au contraire pour accroître l'incidence, on accroît la portance de l'empennage avant, soulageant la voilure. La gouverne d'incidence est donc pure, sans effets secondaires indésirables. Autre avantage : le décrochage est en général obtenu d'abord à l'empennage avant. Si l'empennage avant est de faible allongement, la courbure du haut de sa polaire est douce et l'abattée presque inexistante ; l'avion refusant, en oscillant parfois en tangage, une incidence supérieure. »

### 4-2) AVANTAGES EN TRANSVERSAL

[Rigoulot, *Canardons*, RCM n° 38, juin 1984]

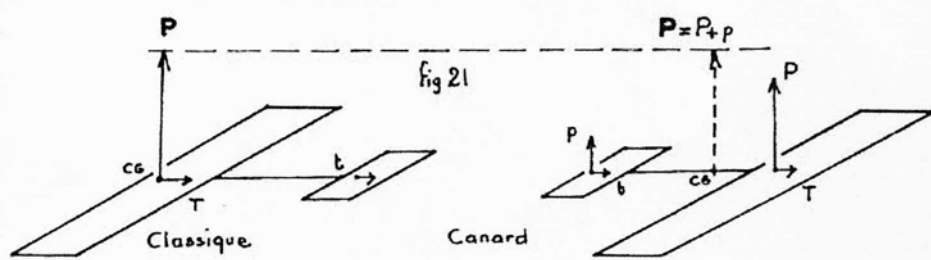
« Si la gouverne de lacet est à l'avant, elle est directe et pure d'effets secondaires. En comparaison, la gouverne de lacet à l'arrière de l'avion classique est d'action indirecte puisque pour tirer à droite il faut d'abord envoyer la queue à gauche ! [cf Les surprises de la direction, RCM n° 30]. Avec la gouverne à l'avant et une surface arrière (dérive) on a un canard dans le plan vertical. On peut obtenir le décrochage transversal à l'avant d'abord et refuser les attaques obliques dangereuses. Somme toute on peut avoir un appareil réfractaire au décrochage sec comme à la vrille (puisque celle-ci est engagée par l'attaque oblique).

En prime, avec moteur arrière propulsif les gouvernes sont hors du souffle de l'hélice et n'en subissent pas les perturbations (en particulier au freinage, voir expérience de Destelle [RCM n° 35]). »

### 4-3) FINESSE

[Rigoulot, *Canardons*, RCM n° 38, juin 1984]

« La figure représente un canard et un classique de mêmes caractéristiques.



Sur le canard, les deux ailes portent. La voilure principale travaille à  $C_z$  et  $C_x$  inférieurs à ceux du classique, mais l'empennage du canard porte beaucoup et traîne fort alors que celui du classique ne porte pas et traîne peu.

La conséquence chiffrée des deux solutions donne souvent l'avantage en finesse ( $C_z/C_x$ ) au classique. Les rares planeurs canard expérimentaux (Farner Canard 2 FL) n'ont pas démontré une finesse supérieure aux classiques.

Cependant, dans certains cas de figure, l'avantage peut aller au canard.

En vol horizontal, la traction égale la traînée. La finesse peut alors s'exprimer par le rapport Portance/Traction, ou plus pratiquement par la « portance possible avec un moteur donné ». Mc Cready pour ses Gossamer a certainement choisi l'architecture canard parce qu'elle lui était la plus favorable. Le choix a été aussi dicté par la position voulue de l'hélice propulsive de rendement meilleur et la proximité du « moteur » (cycliste) et de l'hélice pour faciliter la transmission avec pertes faibles. »

#### 4-4) INCONVENIENTS

[Rigoulot, *Canardons*, RCM n° 38, juin 1984]

« ... La disposition canard conduit, en monomoteur, à placer celui-ci le plus souvent à l'arrière. En cas de bûche, il peut écraser le pilote (le pilote d'essais Colombo a été tué lors du crash du canard San Ambrosio SS-4 en 1939 [Le Fana de l'Aviation n° 161]).

La place du moteur ne favorise pas le centrage, d'où les ailes en flèche pour reculer les surfaces (Rutan VariEze), la disposition bimoteur latéral tractif du MP-200 pour avancer les masses, ou l'allongement du nez pour avancer le CG (Beechcraft Starship).



*Rutan VariEze*

Si l'empennage bas à l'avant fait arrondir automatiquement par effet de sol lorsque la voilure arrière est haute, il gêne la visibilité, d'où le stab en position haute et la cabine avancée de l'Avtek. »



*Avtek-400*