Support de Cours

Qualités de Vol

Chapitre 1 : GENERALITES

1 °) DEFINITION des QUALITES de VOL (QDV) :

La mécanique du vol peut être subdivis ée en 2 parties :

* l'étude des **performances** : mouvements du centre de gravité dans l'espace.

(détermine les vitesses sur trajectoire, pentes, distances de décollage/atterrissage...)

* l'étude des **QDV** : mouvements de l'avion autour de son centre de gravit é

(provoqués par des déplacements de gouvernes de l'avion ou par des rafales)

• On peut aussi définir les QDV comme étant: les caract éristiques de stabilit éet de contr de de 1 'avion qui ont un impact important sur la sécurit édu vol et sur les impressions du pilote sur la facilité de faire voler un avion en vol stabilisé et en manœuvre.

- L'étude des QDV peut aussi se subdiviser en 2 parties:
 - STABILITE: possibilit éde maintenir un état
 d'équilibre
 (caractéristiques des mvts de l'avion quand le pilote n'agit pas sur les commandes)
 - CONTROLABILITE : possibilitéde modifier cet état d'équilibre
 - (action du pilote sur les commandes)

- Pour la contr dabilit é, on peut distinguer :
 - La manoeuvrabilit é: effet statique des commandes (braquages ou efforts n écessaires pour les vols stabilis és, à diff érents facteurs de charge, par ex.)
 - La maniabilit é: effet dynamique des commandes

Les QDV reposent sur le compromis STABILITE / MANIABILITE

Plus un avion est stable, moins il est maniable. (Avec les Commandes de Vol Électriques, le compromis est plus ais é).

Nous verrons que les QDV interviennent aux différents stades de la vie d'un avion :

- avants-projets
- dimensionnements des empennages, des gouvernes et de leurs actionneurs
- définition des procédures de pilotage, étude des cas de pannes
- essais en vol
- certification
- pilotage
- suivi des incidents/accidents en service

2 ') Quelques RAPPELS sur le VOL d'un AVION

Un avion n'échappe pas aux lois classiques de la méanique :

Relation Fondamentale de la dynamique :

$$\begin{cases} m\vec{\Gamma} = \sum \vec{F} \text{ext} \\ d\vec{C} / dt = \sum \vec{M} \text{ext} \end{cases}$$
 (1)

avec Γ accélération de l'avion

C moment cinétique de l'avion

m masse de l'avion

Fext résultante des forces extérieures appliquées à l'avion

Mext moment résultant des forces extérieures

Piloter un avion signifie agir de fa çon plus ou moins directe sur Fext et Mext afin de faire décrire à l'avion une trajectoire d'étermin ée.

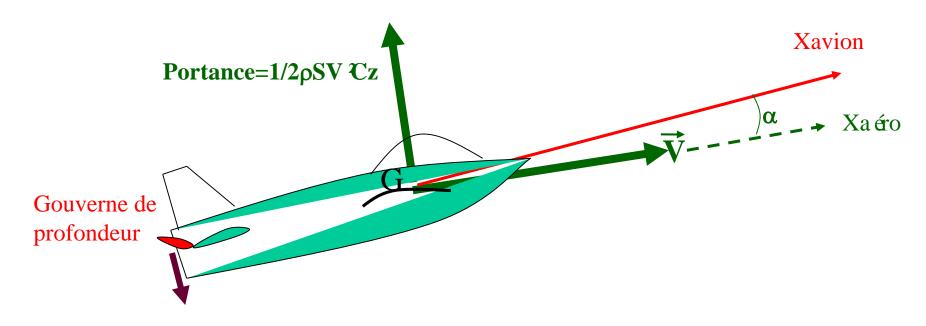
Fext et Mext résultent

- des forces de **pesanteur**
- des forces a **érodynamiques**
- des forces de **propulsion**

Sur pratiquement tous les avions, on a un **pilotage indirect en moment**, c'est-à-dire que le pilote, gr âce aux gouvernes de l'avion, générera des moments (Mext aérodynamiques) qui modifieront **l'attitude de l'avion par rapport au vecteur vitesse** (incidence, d érapage et assiette lat érale).

Cette modification d'attitude génère des variations de Fext, qui modifie donc l'acc d ération (RFD) et ainsi la trajectoire de l'avion.

Exemple de pilotage indirect en moment :



Cette **d éportance locale**, cr éée par la profondeur, g én ère un **moment** cabreur.

Ce moment **modifie l'attitude** de l'avion et ici augmente l'**incidence** α de l'avion.

L'augmentation de l'incidence accroît la portance de l'avion et incurve donc la trajectoire (vers le haut ici

3 °) Commandes de vol

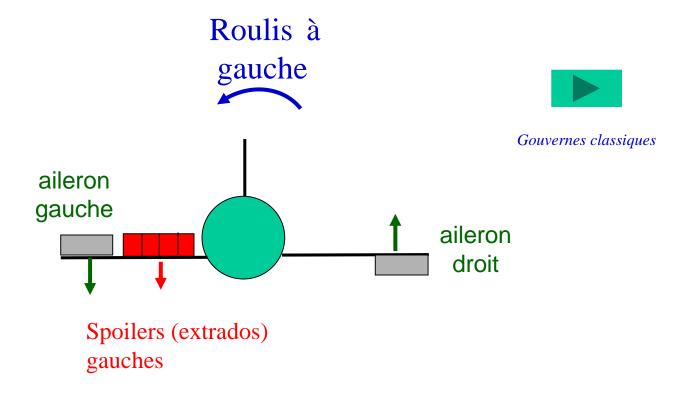
- a) Commandes et gouvernes principales
- Commande de profondeur (manche ou volant déplac é longitudinalement)
 - cr é un couple de tangage
 - par l'intermédiaire de la gouverne de profondeur (parfois des devons)





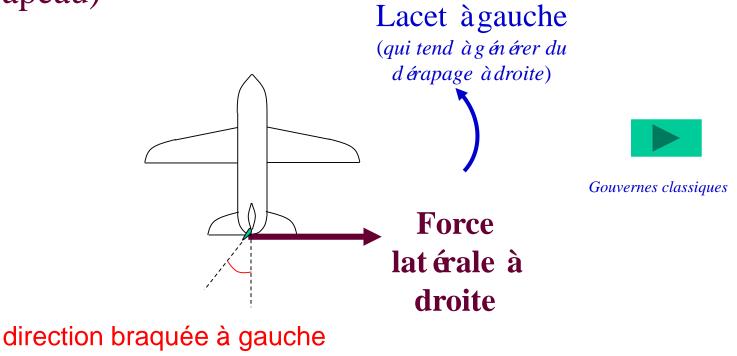
Avions sans empennages /canard

- Commande de gauchissement (manche ou volant déplac é lat éralement)
 - cr é un couple de roulis
 - par l'intermédiaire des ailerons (et parfois des spoilers ou aussi des devons)



- Commande de direction (palonnier)
 - cr é un couple de lacet

par l'intermédiaire de la gouverne de direction (ou drapeau)



Ces trois commandes permettent au pilote d'être ma $\mathbf{\hat{t}re}$ de l'attitude instantanée de l'avion par rapport à $\mathbf{\hat{V}}$.

Ainsi

- la gouverne de **profondeur** permet de modifier **l'incidence** α



Repère a éro

- la gouverne de **direction** permet de modifier **le d érapage** β



Repère avion

- le **gauchissement** (ailerons...) fait tourner l'avion **autour** du vecteur **vitesse** : permet de modifier **l'assiette latérale** ϕ et incline ainsi le vecteur **portance**

Rappel: l'action initiale de ces gouvernes est de modifier l'attitude de l'avion par rapport à \overrightarrow{V} . La conséquence est la modification des forces a éro et ensuite du vecteur acc él ération.

Commandes de TRIM



Possibilit éde pouvoir annuler les efforts aux commandes dans le cas d'efforts permanents.

Trim de profondeur : équilibrage longitudinal de l'avion (en fonction de la vitesse de l'avion, de la poussée, du braquage des volets, du centrage...)

Trim de gauchissement: équilibrage en roulis de l'avion (pour contrer les dissymétries de carburant dans les réservoirs d'ailes, le souffle hélice dissymétrique (panne moteur)...)

Trim de direction : équilibrage directionnel de l'avion (dissym étrie de pouss ée des moteurs...)

Notations et conventions de signe pour les gouvernes et commandes de vol :

	Notation	Convention
		de signe
Profondeur	δm (braquage gouverne)	>0
	Dδm (d éplacement du manche)	àpiquer
	Eδm (effort au manche)	
	δm_T (braquage du trim)	
Gauchissement	δl (braquage gouverne)	>0
	Dδl (d éplacement du manche)	pour une inclinaison
	Eδl (effort au manche)	àgauche
	δl_T (braquage du trim)	
Direction	δn (braquage gouverne)	>0
	Dδn (d éplacement palonnier)	àgauche
	Eδn (effort au palonnier)	
	δn_T (braquage du trim)	

Par convention, le braquage des gouvernes est >0 vers le bas.

Pour les ailerons, on utilise $\delta l = (\delta l_D - \delta l_G)/2$.

Une loi de commande est caract éris ée par :

- une cin ématique :

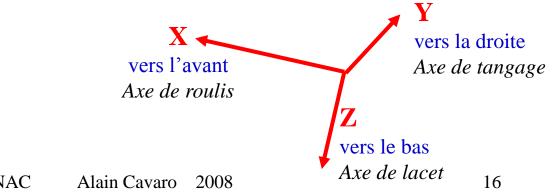
d éplacement gouverne= f(d éplacement commande)

- une loi d'effort :

effort commande= f(d \uniphi placement commande)

Lettres utilis és:

	Axe de roulis	Axe de tangage	Axe de lacet
Axes	Gx	Gy	Gz
Vitesses angulaires	p	q	r
braquages gouvernes ou commandes, Moments	1, L	m, M	n,N



Conventions de signe pour les moments et les vitesses angulaires :

	Axe de roulis	Axe de tangage	Axe de lacet	
Axes	Gx	Gy	Gz	
Vitesses angulaires	p>0 inclinaison vers la droite	q>0 àcabrer	r>0 nez vers la droite	
Moments	L>0 moment de roulis vers la droite	M>0 moment àcabrer	N>0 lacet vers la droite	

Attention:

on remarque que les conventions de signe sont **oppos ées** àcelles utilis ées pour les gouvernes et commandes

b) Commandes de vol secondaires

- A érofreins : augmentation de la tra în ée. (Augmentation de la pente de descente, décélération , descente d'urgence).
- **Dispositifs hypersustentateurs** : surfaces utilis ées dans le domaine des basses vitesses, permettant de voler avec davantage de **portance** :

- becs de bord d'attaque : retarde le décrochage (par effet de

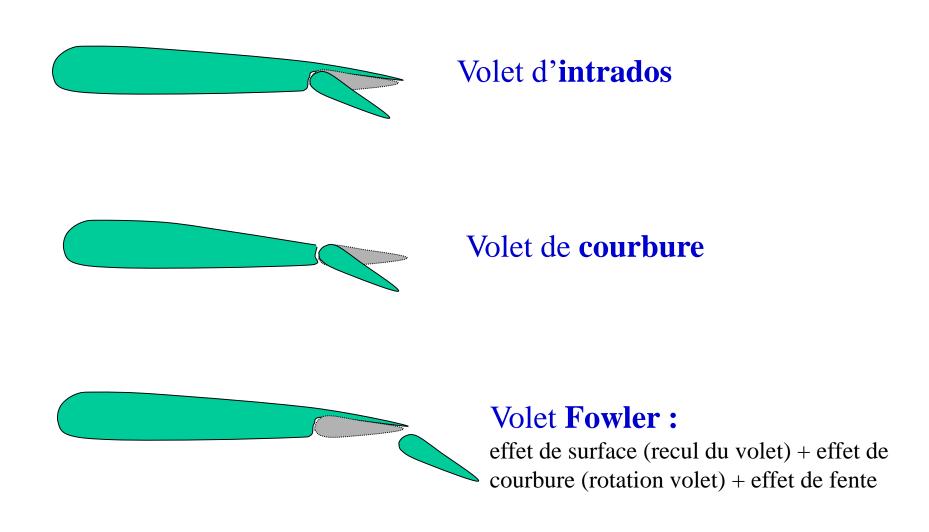
fente).



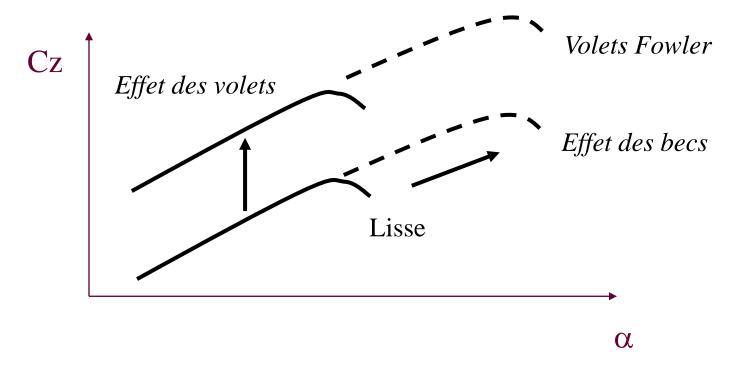
Recanalisation de l'écoulement sur l'extrados de la voilure



- volets de bord de fuite : augmente la portance par effet de cambrure.



Effet des becs et volets sur la portance $Cz(\alpha)$:



Les configurations au décollage et à l'atterrissage combinent à la fois l'utilisation des becs et des volets sur les gros porteurs.

Destructeurs de portance («Lift Dumpers ») : pour **plaquer** l'avion au sol afin d'améliorer le freinage par les roues lors d'un atterrissage (ou d'un décollage interrompu). Augmente également la tra în ée.

D'autres commandes à la disposition du pilote qui ne sont pas des commandes de vol mais modifient le bilan des forces ext érieures :

Train d'atterrissage: utilis éparfois pour augmenter la tra n̂ ée.

Commande du (des) moteur(s) : la pouss ée fournie par le moteur dépendra :

- de l'altitude pression (fonction d'écroissante)
- de la temp érature (fonction d'écroissante)
- de la vitesse (ou Mach) (fonction d'écroissante)

4 ') Type de commandes de vol

a) Commandes de vol m écaniques :

La liaison entre la commande et la gouverne est méanique (câbles, bielles, renvois...).

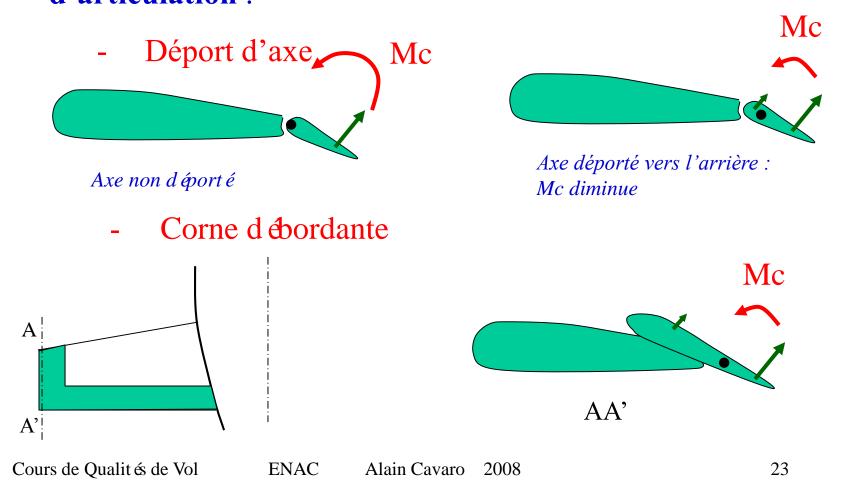
On distingue 2 cas:

a1) Commandes directes:

La liaison est uniquement par câbles et le pilote doit contrer les moments de charni ère (moments des forces a érodynamiques sur la gouverne/axe gouverne). Pas de servocommandes.

Lors de la conception de l'avion, il faut **minimiser** ces moments de charni ère :

soit en rapprochant le centre de pouss ée (= point d'application de la résultante des forces a érodynamiques) de l'axe d'articulation :



soit en créant un moment antagoniste en rajoutant une surface auxiliaire au bord de fuite de la gouverne : Tab.



Attention à la surcompensation :

Passage du centre de pouss ée en avant de la charni ère, r ésultant en un amollissement, voire une inversion des efforts aux grands braquages. Peut se produire à grande incidence (ou fort d érapage). La gouverne part toute seule en butée si elle n'est pas retenue.

a2) Servo-commande:

Dispositif hydraulique irr éversible, asservit la gouverne àune position fixe dépendant de la position de la commande. Cela impose l'installation de « boites à ressort »: dispositifs de restitution d'efforts artificiels (car c'est le point d'ancrage de la servo qui encaisse le moment de charni ère).

Utilis équand les efforts a érodynamiques sur les gouvernes sont trop élev és (avions rapides, gros porteurs)



b) Commandes de Vol Électriques (CDVE) :

La **liaison** entre la commande et la gouverne (ou plut ôt le tiroir de la servocommande) est **dectrique.**

Cela a permis l'introduction de dispositifs **d'aide au pilotage : stabilisateurs**, **protections** du domaine de vol (en vitesse, incidence, facteur de charge, assiettes...).

Les CDVE, par l'intermédiaire de la **mesure** par divers capteurs de la **réponse avion**, permettent d'élaborer des lois de pilotage sous un aspect nouveau. C'est un **pilotage par objectif** qui peut se traduire par un pilotage en facteur de charge pour le longi et en taux de roulis pour le gauchissement.

Cela a permis de renforcer la **s œurit édu vol**, d'utiliser un minimanche lat éral.

Cela nécessite une **redondance** de calculateurs, de circuits électriques, de capteurs...

5 °) Dimensionnement des commandes de vol et empennages

Les QDV interviennent dans le dimensionnement des commandes de vol.

a) au niveau des **gouvernes a érodynamiques** et **empennages** (taille, braquage maxi).

Quelques crit ères pouvant être dimensionnants :

- Gouverne de profondeur dimensionn é par la manœuvrabilité longi suffisante ou l'arrondi...
- Trim de profondeur ou empennage horizontal dimensionn épar *l'équilibrage longitudinal* (pour toutes combinaisons de centrage, pouss ées moteur, vitesses, braquage volets)

L'empennage horizontal peut être dimensionné par la manœuvre du *rendu de main* durant laquelle l'empennage ne doit pas décroch é.

Les **ailerons et spoilers** sont dimensionn és par des *taux de roulis* suffisants.

Les **spoilers** ou **a érofreins** peuvent être dimensionn és par la *descente d'urgence*.

La **gouverne de direction** est dimensionn & par le contre de la *panne moteur* (ou parfois le **vent de travers** au déollage/atterrissage).

La **dérive** (= empennage vertical) peut être dimensionn ét par le *roulis hollandais* ou la *stabilit édirectionnelle* lors de manœuvres avec *panne moteur*. Une trop grande dérive est néfaste pour le vent de travers.

b) au niveau des **actionneurs** de ces gouvernes. Leurs performances (charges d'arrêt, course, dynamiques) sont li ées aux crit ères QDV.

c) au niveau des efforts du pilote aux commandes.

La norme impose des efforts maxi àne pas dépasser.

(Exemple: effort temporaire <34 daN en longi, effort permanent <4.5 daN)

6 ') Quelques notions de stabilit é

a) Stabilit éstatique :

Tendance à revenir ou non à une position d'équilibre.



b) Stabilit édynamique :

Manière dont le mobile revient à sa position d'équilibre.

Pour l'instable statique, le mouvement est ap ériodique

divergent

Pour le stable statique, le mouvement peut être :

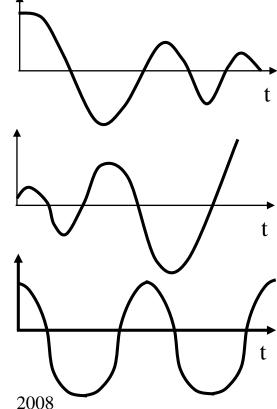
- ap ériodique convergent



- oscillatoire convergent



- entretenu



7 9 Équations utilisées pour l'étude des QDV :

Hypoth èses: Avion rigide

Plan de symétrie Gxz

Relation Fondamentale de la dynamique :

$$\begin{cases} \sum \vec{F}ext = d(m\vec{V})/dt & (1) \\ \sum \vec{M}ext = d(I_G\vec{\Omega})/dt & (2) \end{cases}$$

avec
$$I_{G} = \begin{bmatrix} I_{X} & 0 & -I_{XZ} \\ 0 & I_{Y} & 0 \\ -I_{XZ} & 0 & I_{Z} \end{bmatrix} \qquad \text{et} \qquad \overrightarrow{\Omega} = \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix}$$

		A éro.	Propulsion	Poids
	Eq. tra în ée ou propulsion	Rx	Fx	m g _x
(1)	Eq. de force lat érale	Ry	Fy	m g _y
	Eq. de portance ou sustentation	Rz	Fz	m g _z
	Eq. de moment de roulis (Gx)	L	L_{F}	0
(2)	Eq. de moment de tangage (Gy)	M	$M_{ m F}$	0
	Eq. de moment de lacet (Gz)	N	$N_{\rm F}$	0
	$\int Rx = -1/2 \rho SV^2 Cx$	$\int L=$	$1/2 \rho S l V^2 C l$	
av	$\operatorname{Rec} \prec Ry = + 1/2 \rho SV^2 Cy$ et	$\langle M=$	$=1/2 \rho S V^2 C m$	
	$Rz = -1/2 \rho SV^2 Cz$	\setminus $N=$	$1/2 \rho S V^2 C n$	

Nota 1 : S est la surface de r éférence , l est la longueur de r éf. ou corde a érodynamique moyenne.

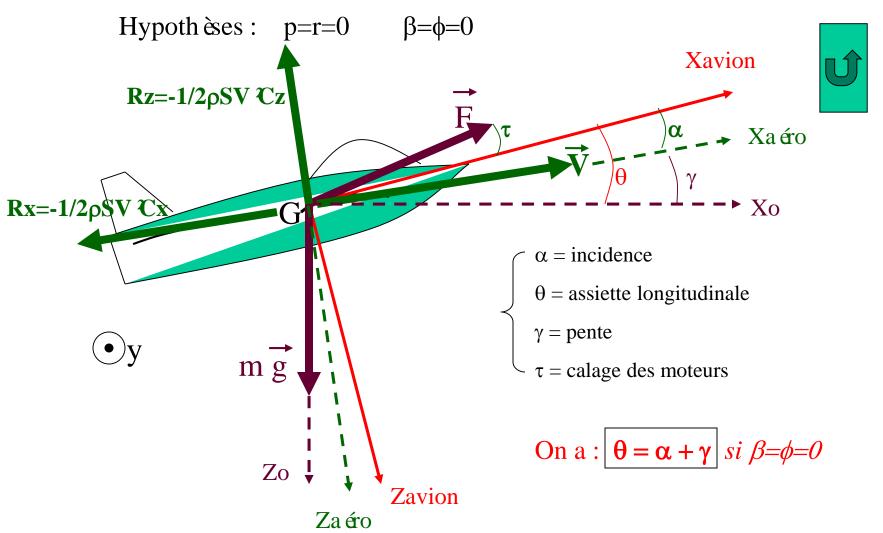
Nota 2 : on projettera les eq. de force (1) dans le **tri èdre a éro** (sauf l'éq. lat érale) et les éq. de moments (2) dans le **tri èdre avion**.

Cours de Qualit és de Vol

ENAC

Alain Cavaro 2008

7 °a) Etude du mouvement longitudinal :



Projection des 2 équations de force sur les axes a éro :

$$\begin{cases} mV &= -mg \sin \gamma - 1/2 \ \rho SV \ ^2C_x \ + F \cos(\alpha + \tau) \end{cases} \quad \mbox{Eq. de tra $\hat{\bf n}$ \'e} \\ -mV \ \gamma &= mg \cos \gamma - 1/2 \ \rho SV \ ^2C_z \ - F \sin(\alpha + \tau) \end{cases} \quad \mbox{Eq. de portance}$$

Projection de l'équation de moment sur l'axe avion de tangage (Gy)

$$I_y q$$
 = 1/2 ρ S 1 V 2 ($C_m + C_{mF}$) Eq. de moment de tangage

D ffinition du facteur de charge n :

Fait intervenir la notion de poids apparent ou somme des «forces massiques ».

$$\vec{n}mg = m\vec{g} + \sum \vec{F}_I$$
 Soit: $\vec{n} = -1/mg(\sum \vec{F}_E - m\vec{g})$ ou encore: $\vec{n} = -1/g(d\vec{V}/dt - \vec{g})$

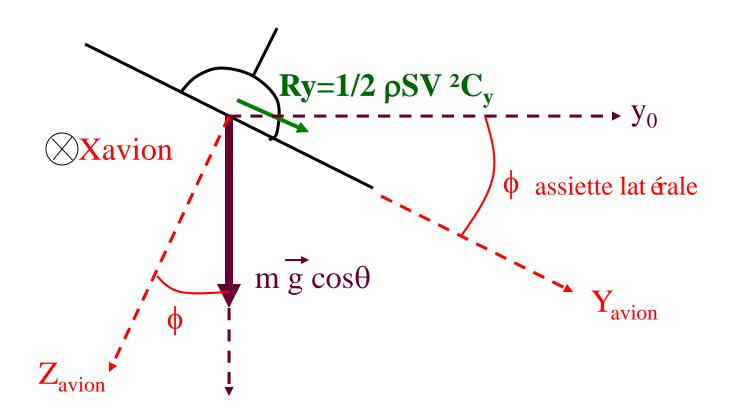
Cela donne pour les facteurs de charge longi, projet és sur les <u>axes a éro</u> :

$$\begin{cases} n_{xa} = -1/g \, dV/dt - \sin \gamma \\ n_{za} = V/g \, d\gamma/dt + \cos \gamma \end{cases}$$

Cela permet de simplifier l'équation de portance :

$$n_{za} mg = 1/2 \rho SV {}^{2}C_{za} + F \sin(\alpha + \tau)$$
soit
$$n mg = 1/2 \rho SV {}^{2}C_{z}$$
 (en n égligeant la composante de la pouss ée)

7 °b) Etude du mouvement lat éral :



Avec la force lat érale a éro Ry pouvant être positive, n égative ou nulle suivant les cas de vol...

Équation de force lat érale sur l'axe avion :

$$m (d\vec{V}/dt . \vec{j}) = mg \sin\phi \cos\theta + 1/2 \rho SV \mathcal{E}y$$

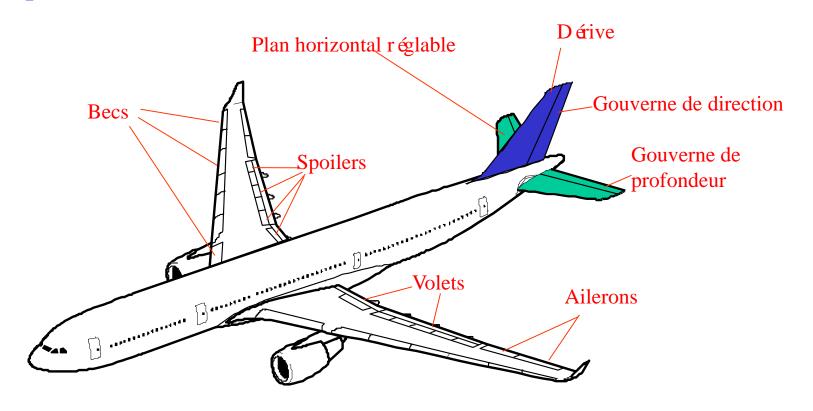
Nota : on fait souvent l'hypothèse \cos \theta \cong 1

Equations de moment de roulis et de lacet :

Nota:

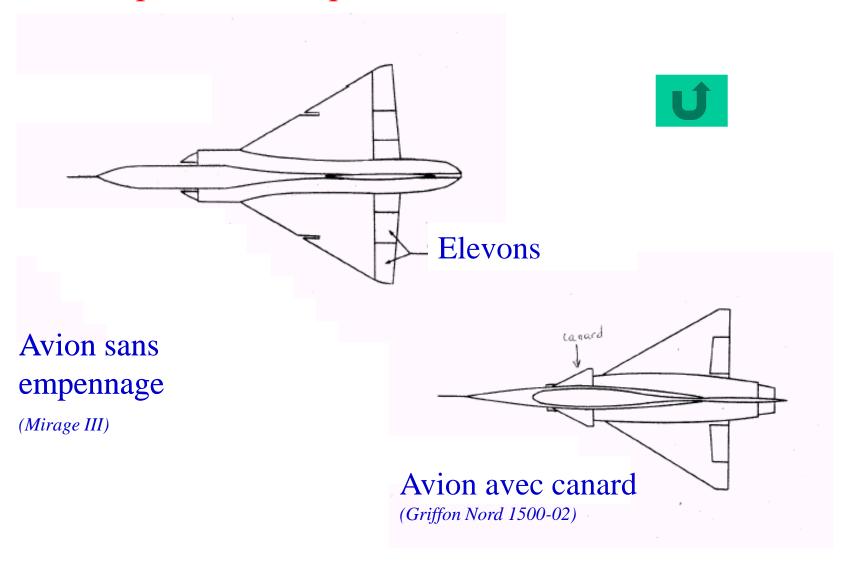
- rappel: p et r sont les vitesses angulaires de roulis et lacet.
- on néglige parfois l'inertie croisée Ixz, le moment de roulis du à la propulsion L_F , N_F ne doit pas être oubli éen cas de panne moteur.
- -Cl et Cn sont fonctions du dérapage, du braquage des ailerons et de la direction, des vitesses angulaires de roulis et lacet...
- -L'équation de force latérale s'écrit aussi : $n_v mg = -1/2 \rho SV ^2Cy$

Exemple de commandes de vol sur un Airbus (A330):

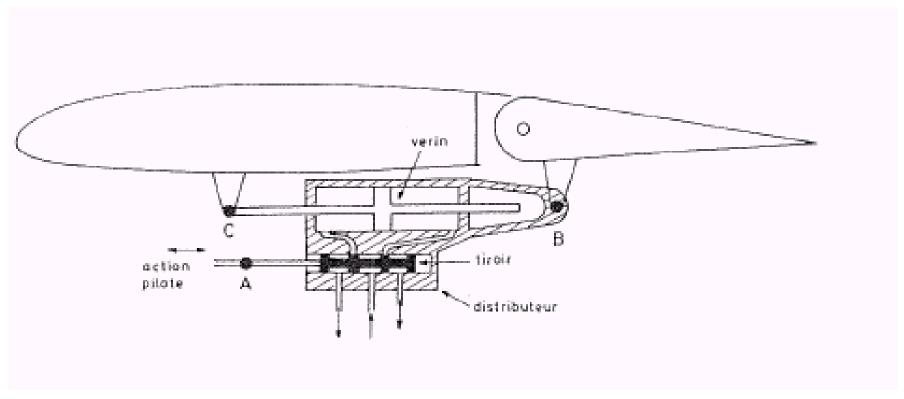




Exemple d'avions possédant élevons et canards

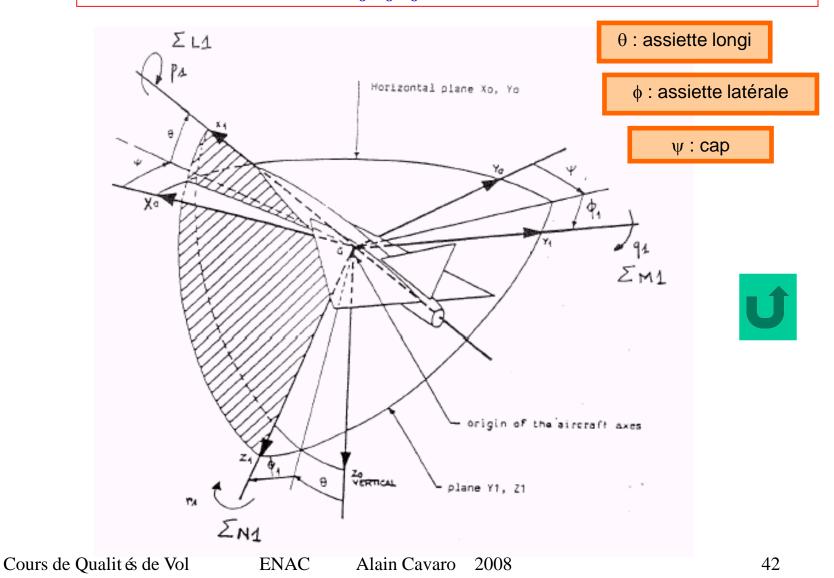


Commandes de vol m écaniques avec **servocommandes**

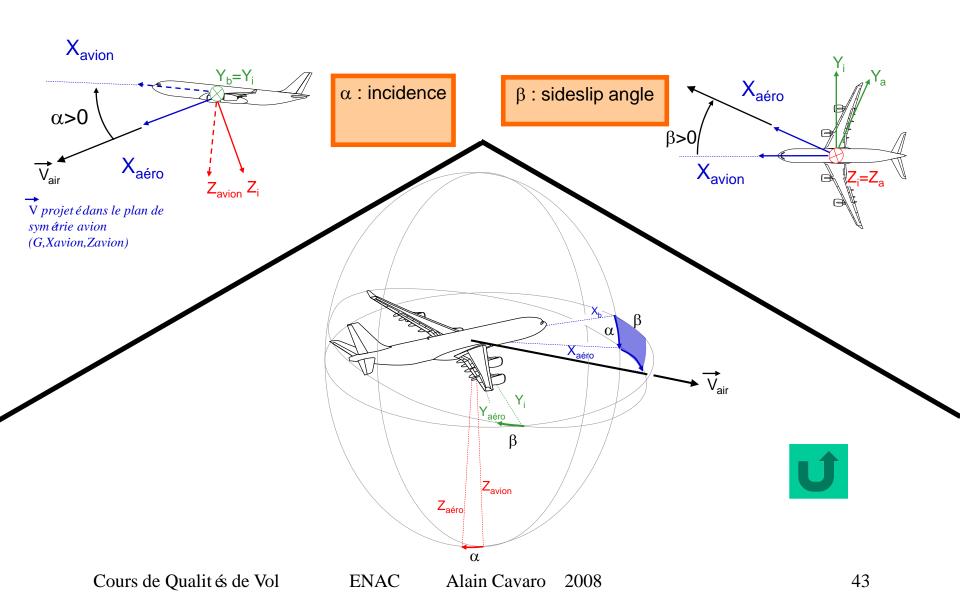




Rep ère avion $(Gx_1y_1z_1)$ ou $(Gx_{avion}, y_{avion}, z_{avion})$ / rep ère terrestre $(Gx_0y_0z_0)$



Repère a érodynamique / repère avion



Chapitre 2 : Stabilit é longitudinale statique

• 1 °) Coefficient de portance Cz :

Rappel:

- la portance Rz=-1/2 ρSV ²Cz
- l'équation de portance simplifiée : $n mg = 1/2 \rho SV ^2Cz$

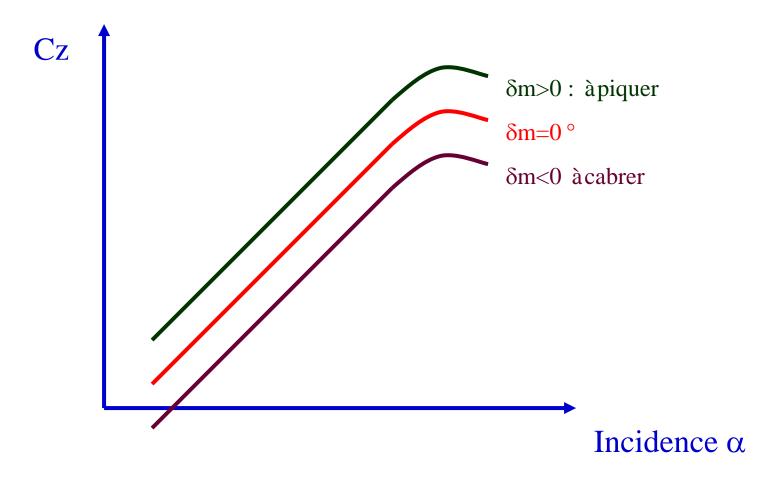
```
On peut écrire : Cz= Cz\alpha (\alpha-\alpha_0) + Cz\deltam . \deltam + Cz\deltam<sub>T</sub> .\deltam<sub>T</sub>
```

Avec α_0 : incidence àportance nulle et $\delta m = \delta m_T = 0$

 $Cz\delta m$: gradient (>0) dûau braquage de la profondeur δm

 $Cz\delta m_T$: gradient (>0) dûau braquage du trim profondeur δm_T

Exemple de Cz (avec δm_T = cste, pour une conf de becs/volets donn és) :



•2°) Coefficient de tra în ée Cx:

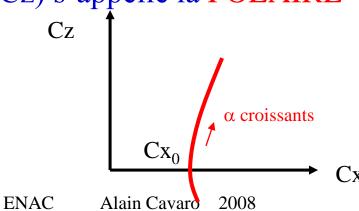
Rappel:

- •la tra \hat{n} \hat{e} Rx=-1/2 ρ SV ²Cx
- •l'équation de traînée : m dV/dt = mg sin γ -1/2 ρ SV ${}^{2}C_{x}$ + F $\cos(\alpha + \tau)$

On peut mettre Cx sous la forme $Cx = Cx_0 + k Cz^2$

(tant qu'α n'est pas trop grand).

- Le terme k Cz ²s'appelle la tra n̂ & induite.
- Cx= f(Cz) s'appelle la POLAIRE



•3 °) Coefficient de moment de tangage Cm: Rappel:

•l'équation de moment de tangage s'écrit :

Iy dq/dt =
$$M + M_F = 1/2 \rho S1 V^2 (C_m + C_{mF})$$

On peut mettre Cm sous la forme

$$Cm = Cm_0 + Cm\alpha (\alpha - \alpha_0) + Cm\delta m \cdot \delta m + Cm\delta m_T \cdot \delta m_T + Cmq.ql/V$$

3a) Cm₀: couple de tangage àportance et braquage nul:

 Cm_0 piqueur (<0): dépend de la forme avion (dissymétrie des profils employ és, du fuselage); dépend du Mach (en transsonique).

3b) Cmα : couple dû à l'incidence :

C'est un couple qui, pour des raisons de stabilité, doit être négatif : **couple de rappel** généré par l'empennage horizontal (ou aile delta suivant la forme de l'avion).

Fait intervenir la notion de **foyer**.

DEFINITION DU FOYER : point F tel que Cm au point F est constant, quel que soit α .

Autrement dit : le <u>foyer</u> est le <u>point d'application</u> des forces de <u>portance</u> g én ér ées par les <u>variations d'incidence</u>.

Le foyer est un point fixe de l'avion (cependant il recule en supersonique).

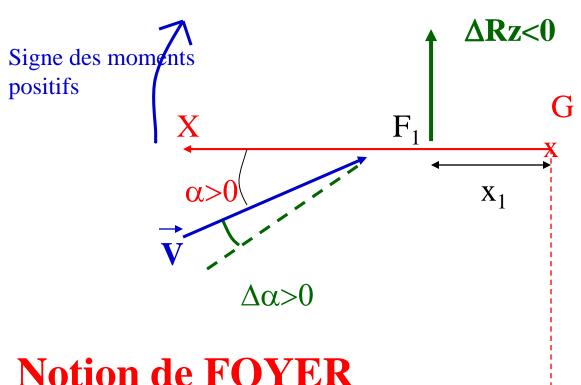
Il ne faut pas le confondre avec le <u>centre de pouss ée</u>, variable, o ù s'applique la résultante des forces aérodynamiques.

C'est ici le foyer global de l'avion, barycentre du foyer sans empennage et du foyer empennage.

On peut distinguer plusieurs foyers, suivant que les gouvernes sont bloqu ées ou non.

On appelle F_1 le **foyer manche bloqu é**: δm =cste.

On pose
$$\mathbf{x}_1 = \mathbf{G} \mathbf{F}_1$$



Sur le dessin, $x_1 > 0$, ce qui est rarement le cas en r éalit é

Notion de FOYER

$$M_{G\alpha} = -x_1 \Delta Rz = -x_1 (-1/2 \rho SV ^2Cz\alpha \Delta \alpha)$$

Or $M_{G\alpha} = 1/2 \rho S l V ^2 Cm\alpha \Delta \alpha$

D'où : $Cm\alpha = x_1 / 1 Cz\alpha$

Le signe de $Cm\alpha$ est du signe de x_1 car $Cz\alpha > 0$. On verra que

Cm \alpha est n égatif pour des raisons de stabilit é.

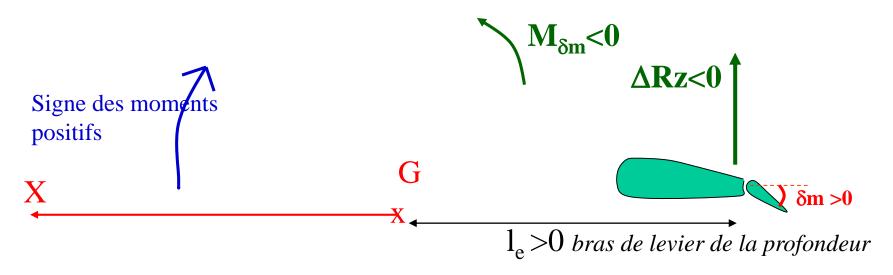
Cours de Qualit és de Vol

ENAC

Alain Cavaro

3c) Cmδm: couple dûau braquage de la gouverne de profondeur δm:

C'est en fait **l'efficacité de la gouverne de profondeur.** C'est la raison d'être de cette gouverne.



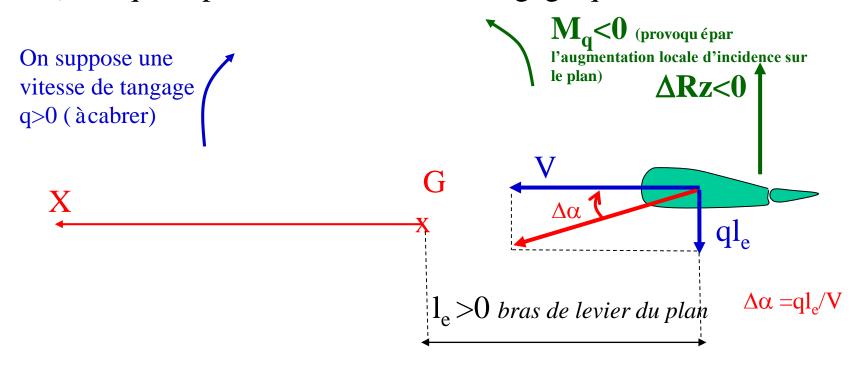
$$M_{G\delta m} = l_e \Delta Rz = l_e (-1/2 \ \rho SV \ ^2Cz\delta m \ . \ \delta m)$$

Or
$$M_{G\delta m} = 1/2 \ \rho S \ 1 \ V \ ^2 Cm \delta m$$
 . δm

D'où:
$$Cm\delta m = -le/l Cz\delta m < 0$$

On peut aussi définir un $Cm\delta mT$ pour le trim , notamment dans le cas d'un plan horizontal réglable.

3d) Cmq: couple dû àla vitesse de tangage q:



Mq= $1/2 \rho SV \mathcal{T}_{mq}$ (ql/V) (ql/V est sans dimension)

Cmq <0 : Amortissement en tangage.

Nota : outre le plan, le fuselage et la voilure participent à l'amortissement en tangage.

3e) CmF: couple dûaux propulseurs:

L'axe de poussée des propulseurs ne passe pas obligatoirement par le centre de gravit é

Le couple créévarie avec a (souvent d'éstabilisant).

Le souffle des hélices ou le jet des réacteurs modifie le C_{m0} et le $C_{m\delta m}$..

L'étude de la stabilité s'effectue à régime constant. Par simplification, on inclura les effets moteurs dans les coefficients aérodynamiques (ce qui n'est pas tout à fait juste car CmF varie avec la vitesse).

3f) Cmα: couple dû à la variation d'incidence:

Souvent négligé

Dû au retard de l'établissement de la déflexion ε sur l'empennage horizontal ($\alpha_{EH} = \alpha - \epsilon + \delta m_T + q l_e/V$)

Conclusion:

On peut écrire

$$Cm = Cm_0 + Cm\alpha (\alpha - \alpha_0) + Cm\delta m \cdot \delta m + Cmq.ql/V$$

ou encore une relation Cm fonction du Cz et de la position du foyer :

$$Cm = Cm_0 + Cz x_1/l - (x_1+l_e)/l Cz\delta m \cdot \delta m + Cmq.ql/V$$

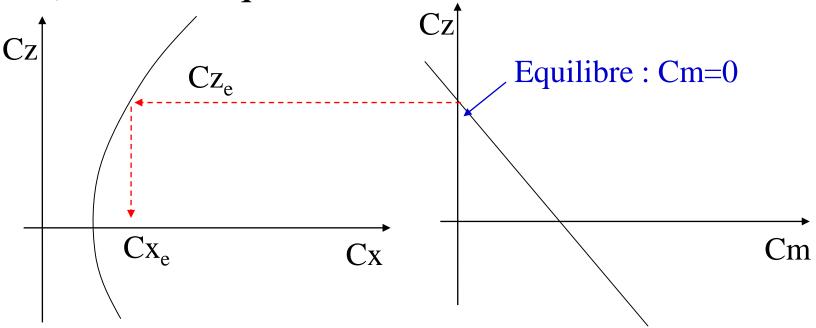
en ayant utilis é les relations évoquées précédemment :

$$Cz = Cz\alpha (\alpha - \alpha_0) + Cz\delta m \cdot \delta m \quad (avec \cdot \delta m_T = 0)$$

$$Cm\alpha = x_1/l Cz\alpha$$

$$et Cm\delta m = -le/l Cz\delta m$$

•4°) Polaire équilibrée:



On a une polaire Cx=f(Cz) pour un braquage de profondeur δm donn é

Pour un centrage donn é (donc x_1 fix é) et pour une configuration a éro donn é, il y a un seul point de vol équilibr é : Cm=0. Ce point d'étermine $Cx_{\acute{e}q}$ et $Cz_{\acute{e}q}$.

L'ensemble des points ($Cx_{\acute{eq}}$; $Cz_{\acute{eq}}$) obtenus en faisant varier δm constitue la polaire \acute{e} quilibr \acute{e} .

Elle sert pour le calcul des performances.

•5 °) Crit ère de stabilit élongitudinale statique (SLS):

C'est un critère de **stabilit éen incidence** : une augmentation d'incidence doit créer un couple de tangage qui tend àdiminuer cette augmentation d'incidence :

un $\Delta \alpha > 0$ doit créer un moment piqueur ($\Delta Cm < 0$)

Cette stabilit ése traduit donc par :

 $dCm/d\alpha < 0$

ou dCm/dCz<0 car $dCz/d\alpha>0$

•6 °) SLS en palier manche bloqu é

6a) Crit ère de stabilit é

Vol rectiligne en palier : donc q=0

Manche bloqu é: $\delta m = cste$

Dans ce cas : $dCm/d\alpha = Cm\alpha$ et aussi $dCm/dCz=x_1/l$

Le crit ère de stabilit ése traduit alors par :

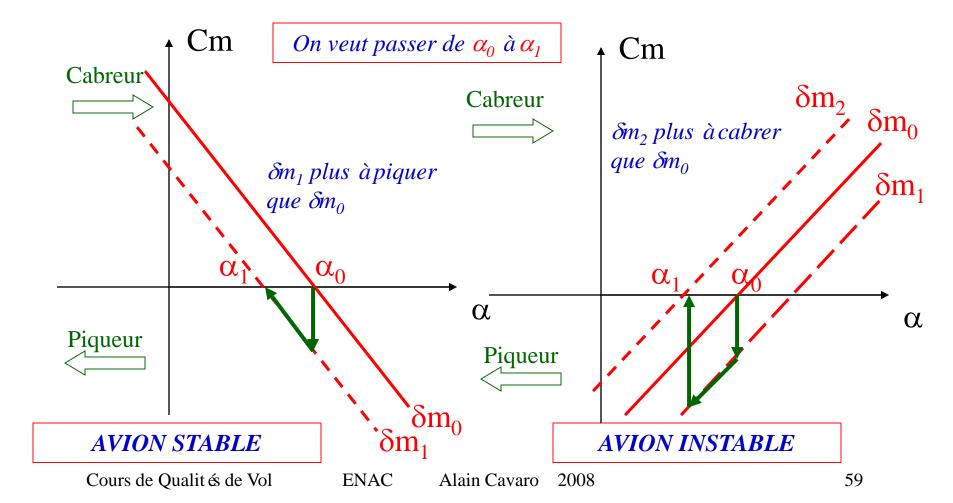
$$Cm\alpha < 0$$
 ou $x_1/l < 0$

Rappel: $Cm\alpha = Cz\alpha x_1/l \ et \ x_1 = \overline{GF}_1$

Un avion est STABLE statique manche bloqu ési le FOYER manche bloqu é F_1 est en arri ère du CdG G.

L'avion sera d'autant plus stable que la distance GF_1 est grande (ou que la marge statique $x_1/1$ est grande).

Le **centrage maxi arri ère** est donc **limit épar** une condition de **stabilit é**

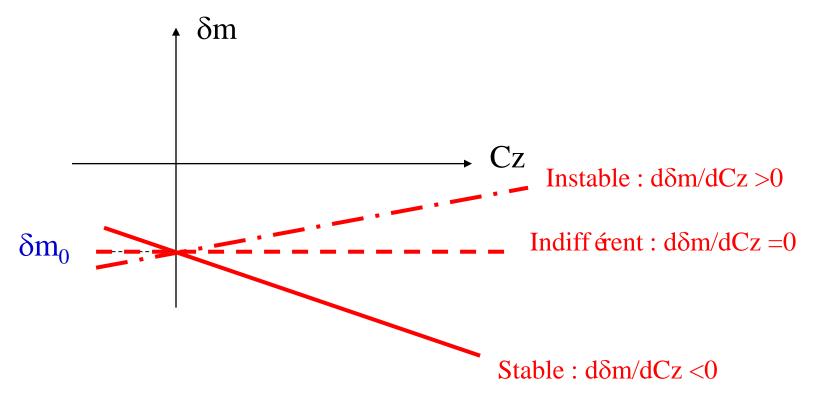


ATTENTION : que l'avion soit **stable ou instable, pousser sur le manche provoque toujours un couple piqueur** (*sauf si but ée de gouverne ou protection grande vitesse...*)

6b) Évaluation de la stabilit é

Sur un avion stable, on a vu qu'une augmentation de portance (Δ Cz>0) doit créer un couple piqueur, qu'il faut contrer par un braquage àcabrer de la profondeur (δ m<0) si on veut équilibrer l'avion (Cm=0).

Ainsi, l'avion est stable si dδm/dCz<0



De l'expression Cm= $f(Cz,\delta m)$ (voir §3), on en déduit à **l'équilibre** (Cm=0 et q=0) le braquage δm de la forme :

$$\delta \mathbf{m} = \delta \mathbf{m}_0 + (\mathbf{d} \ \delta \mathbf{m} \ / \mathbf{dCz}) \cdot \mathbf{Cz}$$

$$\text{avec } \mathbf{d} \ \delta \mathbf{m} \ / \mathbf{dCz} = (\mathbf{x}_1 / (\mathbf{x}_1 + \mathbf{le})) / \mathbf{Cz} \delta \mathbf{m}$$

On remarque que cette pente est nulle quand x_1 =0 soit quand G= F_1 .

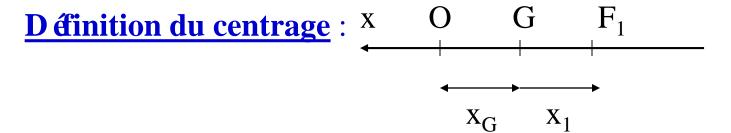
Cours de Qualit és de Vol

ENAC

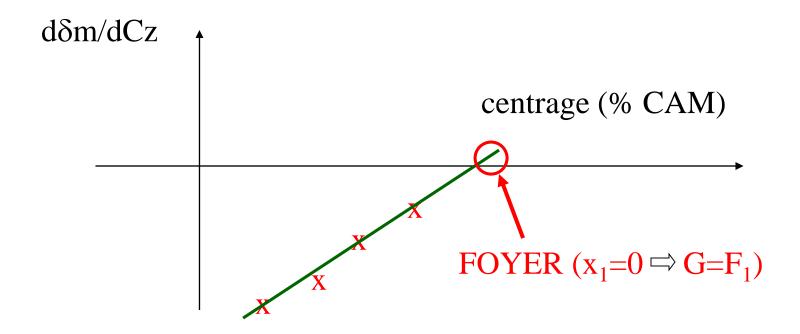
Alain Cavaro 2008

6c) D étermination du foyer par les essais en vol

d δm /dCz dépend du centrage par l'intermédiaire de x_1 =GF₁.



centrage = $x_G/l = |OG|/l$ (avec O, point fixe de l'avion, au bord d'attaque du profil de référence et l = CAM = corde aéro moyenne)



6d) Essais en vol de stabilit élongitudinale statique

Essais effectu és au centrage maxi arri ère (le + d éfavorable pour la stabilit é).

On se «trimme »(s'équilibre) à un point de vol particulier (Zp, Vc). Puis on change la vitesse sans changer le trim, l'équilibre longi étant assuré par la gouverne de profondeur.

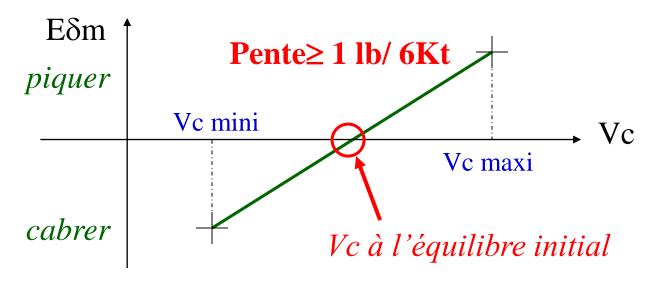
Analyse qualitative: on lâche progressivement le manche. Pour un avion stable, Vc doit revenir vers sa vitesse d'équilibre.

Analyse quantitative: elle est faite par les courbes $\delta m = f(Vc)$ et $E\delta m = f(Vc)$. (Rappel: $E\delta m$ est l'effort longi au manche)

La pente $\delta m(Vc)$ doit être positive pour un avion stable (car les pentes $\delta m(Vc)$ et $\delta m(Cz)$ sont de signe oppos é, en accord avec l'équation de portance).

La norme impose que la pente $E\delta m(Vc) > 1 lb /6 Kt$

$$(1 lb = 0.454 daN)$$



6e) Aides au pilotage

- Dans le cas d'un avion instable, on peut utiliser un **Vc trim** (ou Mach trim) : *déroulement automatique du trim de profondeur restituant une stabilit é artificielle (cas de l'A300-A310)*.
- Pour un avion à Commandes De Vol Électriques, on a une **fonction autotrim** qui assure une stabilit éneutre. Des protections aux bornes du domaine de vol restitue une stabilit épositive (même si l'avion est naturellement instable).
- Pour un avion à servo-commandes qui ne satisfait pas le critère de la livre pour 6 nœuds, on peut augmenter la **raideur** de la sensation musculaire artificielle.

•7 °) SLS manche libre

Peut être à considérer sur un avion sans servo.

La gouverne de profondeur se place dans le lit du vent, de mani ère à annuler le moment de charni ère des forces a érodynamiques appliqu és à cette gouverne.

Coef. de moment de charni ère de la profondeur :

$$Cc = b_0 + b_1 \alpha + b_2 \delta m + b_3 \delta m_T$$

Gouverne libre, on a : Cc=0

Manche bloqué, on avait: $dCm/dCz = x_1/l$, avec $x_1 = GF_1$.

Manche libre, on a (en partant de l'expression Cm=f(Cz) du §3) :

$$dCm/dCz = x_1/l - (x_1+l_e)/l$$
 Czδm $(dδm/dCz) = x_2/l$, avec $dδm/dCz = -(b_1/b_2)$. $(1/Czα)$

On définit le foyer manche libre F_2 avec $x_2=GF_2$.

F₂ est plus proche du CdG que F₁. Limite de centrage arri ère

•8 °) Difficulté de pilotage d'un avion statiquement instable

Dans le cas d'un avion statiquement instable, la difficulté provient du fait que le pilote doit constamment contrer les tendances de variation d'incidence.

Le pilotage n'est cependant pas impossible, mais désagréable dans les phases de vol exigeant une stabilité en vitesse (approche,...). Cependant le jugement est à nuancer suivant l'inertie de tangage de l'avion : stabilité dynamique).

D'un autre côté, une trop forte stabilité statique est plutôt gênante :

les variations d'efforts ou des braquages profondeurs peuvent alors devenir trop importantes quand on veut faire varier la vitesse.

•9) SLS en manœuvre manche bloqué

En manœuvre, il faut tenir compte de l'amortissement dû à la vitesse angulaire de tangage q dans l'équation :

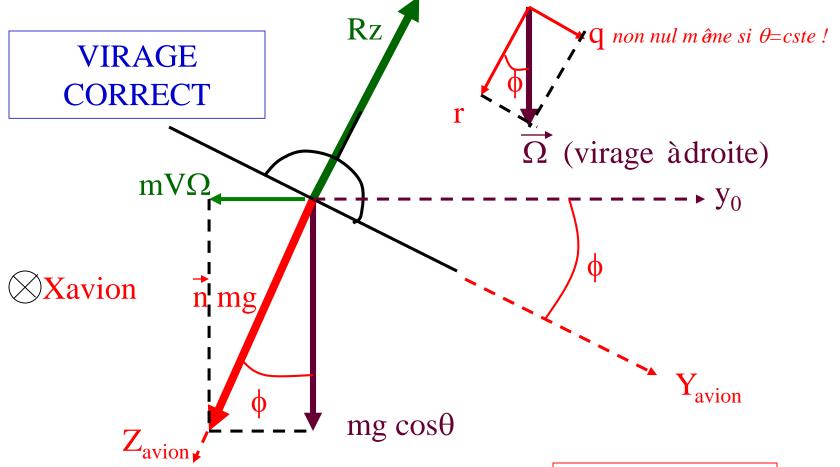
$$Cm = Cm_0 + Cz x_1/l - (x_1+l_e)/l Cz\delta m \cdot \delta m + Cmq.ql/V$$

9a) Relation entre facteur de charge n et vitesse de tangage q :

Rappel:
$$\overrightarrow{nmg} = \overrightarrow{mg} + \sum \overrightarrow{F}_I$$
 Avec F_I forces d'inerties

A) EN VIRAGE (en palier ou à pente constante):

On suppose un virage correct : n est dans le plan de sym étrie de l'avion Gxz. Cela correspond à un virage avec Ry nul, soit un dérapage presque nul.

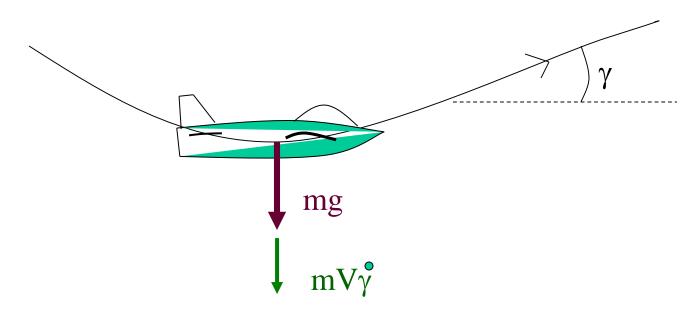


On a dans ce cas : $\cos \phi = \cos \theta / n_z$ soit $n_z = \cos \theta / \cos \phi$

On voit que : $q=\Omega \sin \phi$ et $\sin \phi = mV \Omega / (n_z mg)$ soit $q=V\Omega$?(ng)

De (nmg) $\stackrel{2}{=}$ (mV Ω) $\stackrel{2}{=}$ (mg) $\stackrel{2}{=}$ (n $\stackrel{2}{=}$ 1)g $\stackrel{2}{\neq}$ V $\stackrel{2}{:}$

B) EN RESSOURCE (point bas de la ressource):



nmg= mg +mV
$$\mathring{\gamma}$$

Or $\mathring{\gamma} = \mathring{\theta} - \alpha = q$ car α varie peu (et $\phi = 0$)
Donc $\mathbf{q} = \mathbf{g/V}$ (n-1)

Dans les 2 types de manœuvres, on peut mettre q sous la forme :

$$q = g/V k(n)$$

9b) Crit ère de stabilit é:

Rappel: stable si dCm/dCz<0

Or Cm de la forme (en utilisant la relation trouv ée en a):

$$Cm = Cm_0 + Cz x_1/l - (x_1+l_e)/l Cz\delta m \cdot \delta m + Cmq \cdot gl/V^2k(n)$$

Le manche est bloqué, d'où δm=cste.

De plus, $dk(n)/dCz = \rho SV \frac{7}{2}(2mg) dk(n)/dn (car nmg=1/2\rho SV ^2Cz)$

Ainsi :
$$dCm/dCz = x_1/1 + \rho S1/(2m) Cmq dk(n)/dn = x_{m1}/1$$

<0 <0 >0 <0

 $\mathbf{x_{m1}}$ définit le point de manœuvre $\mathbf{H_1}$ manche bloqu é: $\mathbf{x_{m1}} = \overline{\mathbf{GH_1}}$ Le point de manœuvre est **derri ère le foyer** $(0 > \mathbf{x_{F1}} > \mathbf{x_{m1}})$.

Sa position dépend des conditions de vol m, $Zp(\rho)$ et du type de manœuvre (*virage*, *ressource* par dk(n)/dn)

9c) Evaluation de la stabilité en manœuvre. «Braquages par g »:

La courbe $\delta m(n)$ (= courbe des braquages par g) caract érise la **SLS** en manœuvre.

En effet, on a vu que $\delta m(Cz)$ caractérise la stabilité et en manœuvre, l'augmentation de Cz caractérise la variation de facteur de charge (la portance compense poids apparent : éq. de portance).

En écrivant à l'équilibre : Cm=0 et Cz= 2n mg/ (ρSV 3, puis en dérivant par rapport à n l'équation en Cm, on obtient :

Braquages par
$$\mathbf{g} = \frac{d\delta m}{dn} = \frac{x_{m1}}{x_1 + l_e} \frac{1}{Cz\delta m} \frac{2mg}{\rho SV^2}$$

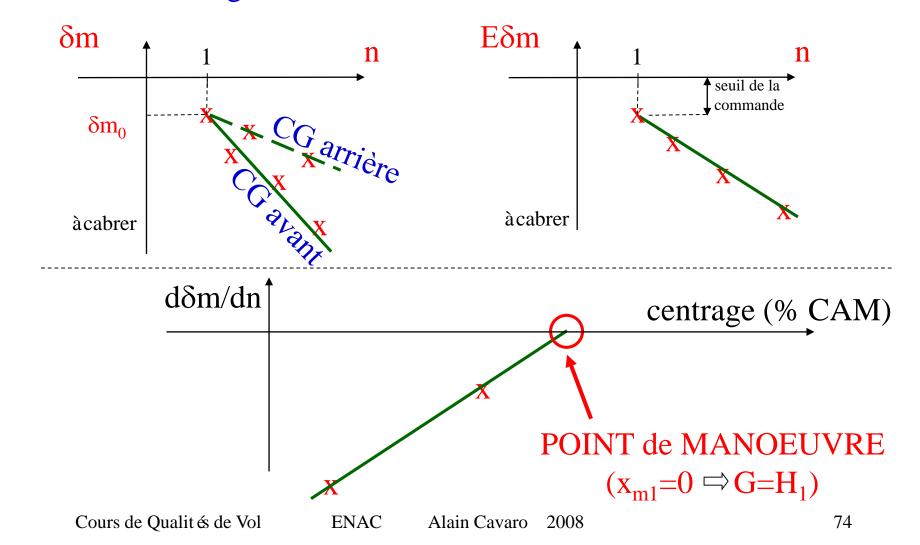
Les braquages par g sont donc fonction de m, Zp, Vc, du centrage (par xm1) et du type de manœuvre.

Ils augmentent à CG avant, diminuent à grande vitesse (en valeur absolue).

Cours de Qualit és de Vol

9d) Détermination du point de manœuvre par les essais en vol :

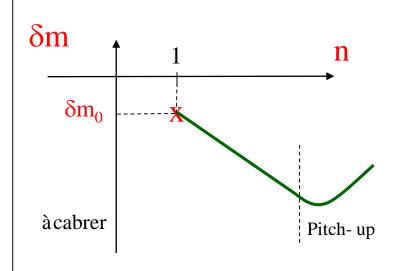
On effectue des virages stabilis és à inclinaison croissante (donc n croissant) pour pouvoir tracer les braquages et efforts par g et ceci à diff érents centrages.



9e) Phénomène d'autocabrage:

Ph énomène, pouvant être dangereux, observ é à forte incidence (ce qui est le cas quand n est important), surtout pour les ailes en flèche.

Dû à un décollement en bout d'aile qui donne un couple cabreur, diminuant les braquages et efforts par g.



Pour lutter contre l'autocabrage :

- * Moyens a érodynamiques : vrillage de l'aile, becs cambrés, cloisons de décrochage (fence).
- •Stabilit éartificielle : α trim. D éroulement automatique du trim à piquer à partir d'une certaine incidence fonction du Mach.

•CDVE

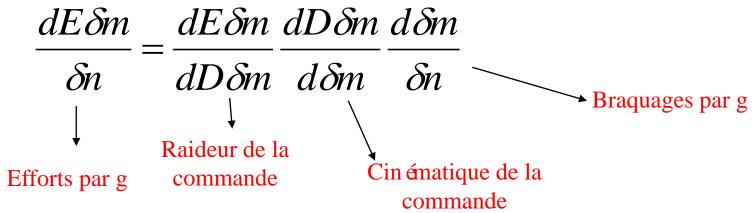
2008

•10 °) Manoeuvrabilit élongitudinale

10a) Généralités:

Étude bas ét sur les valeurs et braquages par g. Elle est donc effectuée en même temps que celle de la stabilité en manœuvre.

OBJECTIF: avoir des efforts par g pratiquement constants dans tout le domaine de vol (environ 15 daN/g ,sauf si minimanche), et cela, malgréla grande dispersion des braquages par g ($d\delta m/dn$).



On peut rendre **variable la cin ématique** de la commande (*non lin éarit é dans la timonerie*) et **la raideur** de la commande (*bielle de longueur variable avec la vitesse*...)

10b) Sur un avion à servo-commandes :

On a un système de restitution d'efforts artificiels. On jouera donc plut ôt sur la raideur de la commande.

Ainsi, la raideur dépendra de Vc, de M et du trim (pour tenir compte du centrage : trim plus à cabrer quand le centrage avance)

10c) Sur un avion à commandes directes :

La mise au point des efforts par g est alors plus d'élicate.

On joue sur la compensation des gouvernes pour moduler les moments de charni ère et donc les efforts au manche.

Chapitre 3: STABILITE LONGITUDINALE DYNAMIQUE

1°) G én éralit és :

On va étudier la réponse dynamique de l'avion s'il est écarté de sa position d'équilibre.

Equations du mouvement longitudinal:

En négligeant F dans l'équation (2) et en supposant F=cste.

On a 4 inconnues: V, α, γ, q .

Il nous faut une 4 ème équation :

$$\alpha = q - \gamma$$
 (4) qui provient de l'équation $\theta = \alpha + \gamma$ si $\beta = \phi = 0$

En faisant l'hypothèses de **petits mouvements**, on peut lin éariser ces équations : on a un système d'équations différentielles linéaires d'ordre 4.

Les solutions sont du type :
$$\begin{cases} \alpha = \sum_{i=1}^4 \alpha_i e^{\lambda_i t} \\ q = \sum_{i=1}^4 q_i e^{\lambda_i t} \end{cases}$$

avec λ_i : racines de l'équation caractéristique.

On utilise souvent l'écriture matricielle en définissant le vecteur d'état X et le vecteur commande U:

$$\mathbf{X} = \begin{bmatrix} \mathbf{V} \\ \mathbf{\alpha} \\ \mathbf{\gamma} \\ \mathbf{q} \end{bmatrix} \qquad \mathbf{U} = \begin{bmatrix} \mathbf{\delta} \mathbf{m} \\ \mathbf{F} \end{bmatrix}$$

Le système se résume alors à:

$$\dot{\mathbf{X}} = \mathbf{AX} + \mathbf{BU}$$

La résolution de ce système d'équations différentielles permet de distinguer 2 mouvements oscillatoires :

- un mode rapide : l'oscillation d'incidence
- un mode lent : la phugo ïle.

2 °) Oscillation d'incidence :

2a) D ffinition:

Mouvement oscillatoire rapide et très amorti excitépar un écart en incidence par rapport à l'équilibre.

2b) M écanisme :

 $Si \Delta \alpha > 0 \implies moment \ piqueur \ (par \ Cm\alpha : avion \ stable)$

⇒ cr ée une vitesse de tangage à piquer q

⇒amorti par le couple Cmq, cabreur ici.

On a donc un **mouvement oscillatoire en a et q.**

2c) Calcul simplifi é:

Hypothèses: V cste, pente γ faible, Manche bloqu é

Mouvements de faible amplitude,

$$I_y q$$
 = 1/2 ρ S 1 V ²(Cm₀+Cm $\alpha(\alpha-\alpha_0)$ + Cm δ m δ m + Cmq ql/V) (3)

En dérivant (2) et en éliminant q dans les expressions ci-dessus, on obtient une équation du 2 ème ordre en α :

$$2I_y/(\rho SlV) \alpha - (Cmq l/V - I_y/(mlV) Cz\alpha \alpha - (Cm\alpha + Cmq Cz\alpha \rho Sl/2m) \alpha = cste$$

Le terme en à est positif. C'est donc l'équation d'un mouvement oscillatoire convergent dont on peut calculer amortissement et période (de l'ordre d'1 à 2 s.)

2d) Méthode d'essai:

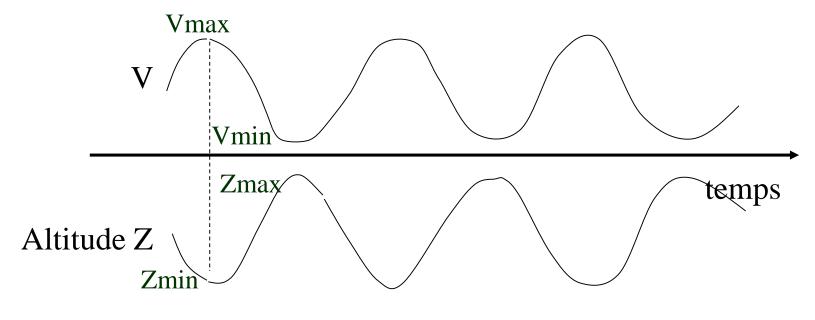
Écart en incidence obtenu par une sollicitation de type créneau à la gouverne de profondeur.

3) Phugo ïle:

3a) D finition:



Mouvement oscillatoire lent, très faiblement amorti, excit épar un écart en vitesse par rapport à l'équilibre.



3b) M écanisme:

C'est essentiellement un **échange d'énergie potentielle et cin étique** : les variations de vitesses impliqueront des variations de portance expliquant les oscillations de la trajectoire.

3c) Calcul simplifi é:

On suppose α constante, traînée et poussée constante (ce qui n'est pas exact : V varie...).

L'équation de traînée devient dans ce cas : $mdV/dt=-mg \sin \gamma$ (1) $car -1/2\rho SV \mathcal{E}x+F=cte=-1/2\rho SV \mathcal{E}x_0+F_0=0$

Or $dZ/dt = V \sin \gamma$ permet d'écrire (1) : mV dV/dt + mgdZ/dt = 0

On trouve 1/2mV + mg Z = cte: soit énergie totale=constante

C'est donc un échange d'énergie cinétique et potentielle.

Eq. de portance :- mV
$$\gamma = \text{mg cos } \gamma - 1/2 \rho \text{SV }^2\text{C}_z$$
 (2)
en supposant la composante poussée sur l'axe Z faible

Or si
$$\gamma$$
 faible, $V \gamma = \overset{\bullet}{Z}$ et (2) s'écrit : - $mZ = -1/2 \rho SV ^2C_z + mg$

De plus, on peut écrire qu'à l'instant initial (V_0 , Cz_0): mg =1/2 ρSV_0 2Cz_0 et qu'ensuite $Cz=Cz_0$ car $\alpha=cste$.

Ainsi
$$Z - g(V ? V_0 ^2 - 1) = 0$$

Soit
$$\mathbf{Z} + 2\mathbf{g} \mathcal{F} \mathbf{V}_0 (\mathbf{Z} - \mathbf{Z}_0) = 0$$

C'est l'équation d'un mouvement sinuso ilal entretenu de période $T = \frac{\Pi\sqrt{2}V_0}{\varrho}$

Cas rél: énergie totale non constante, a non constante

4 °) Couplage avion-pilote:

Le mouvement propre de l'avion peut être modifié par l'intervention du pilote qui, par son délai de réaction, amène un certain déphasage.

Le mouvement oscillatoire peut alors devenir divergent : c'est le **pompage pilot é**

Les risques de pompage pilot épeuvent être diminu és par un amortisseur de tangage : syst ème cr éant un braquage automatique de la gouverne de profondeur avec de l'avance de phase, en mesurant la vitesse de tangage q.

Chapitre 4 : EQUILIBRE TRANSVERSAL

1 °) G én éralit és :

Rappel : le mouvement lat éral fait intervenir 3 équations projet ées sur les axes avions.

1a) Équation de force lat érale.

$$m (d\vec{V}/dt \cdot \vec{j}) = mg \sin\phi \cos\theta + Ry$$

avec
$$Ry=1/2 \rho SV \mathcal{C}y$$

Autre expression : $n_y mg = -1/2 \rho SV^2 Cy$

$$Cy = Cy\beta \cdot \beta + Cy\delta n \cdot \delta n$$

1b) Équation de moment de roulis

Ix
$$dp/dt - Ixz dr/dt = 1/2 \rho SIV \mathcal{E}l$$
 (si $L_F = 0$)

Avec Cl= Cl
$$\beta$$
 . β + Cl δ l . δ l + Cl δ n . δ n + Clp.pl/V + Clr.rl/V

1c) Équation de moment de lacet

$$Iz dr/dt - Ixz dp/dt = 1/2 \rho SIV \mathcal{E}n (si N_F = 0)$$

Avec Cn= Cn β . β + Cn δ l. δ l + Cn δ n. δ n + Cnp.pl/V + Cnr.rl/V

2) Force a érodynamique lat érale :

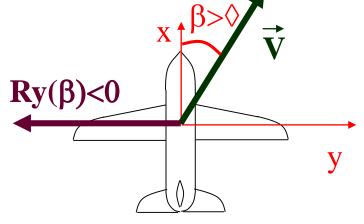
$$Cy = Cy\beta \cdot \beta + Cy\delta n \cdot \delta n$$

2a) Influence du dérapage Cyβ:

Proportionnelle aux surfaces verticales de l'avion (dérive, fuselage, di èdre voilure).

Un dérapage à droite (>0) donne une force lat érale à

gauche (<0).

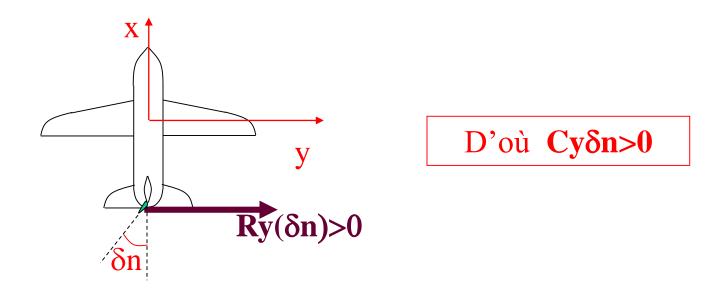


D'où $Cy\beta < 0$

2b) Influence de la gouverne de direction Cyδn:

Influence moins importante que celle du dérapage.

Gouverne à gauche ($\delta n>0$) donne une force lat érale vers la droite (>0)



3 °) Moment a érodynamique de roulis L= 1/2 ρSIV Cl :

$$Cl = Cl\beta \cdot \beta + Cl\delta l \cdot \delta l + Cl\delta n \cdot \delta n + Clp.pl/V + Clr.rl/V$$

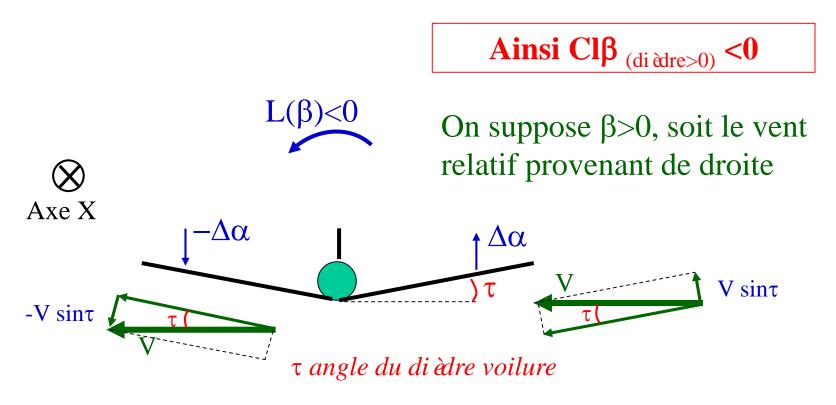
3a) Effet di èdre Clß:

Couple de **roulis** induit par le **d érapage**.

C'est une combinaison de 4 influences :

a1) Influence du di èdre de la voilure:

Pour un di èdre positif (vers le haut), un dérapage à droite (>0) crée une composante de la vitesse air perpendiculaire à l'aile droite vers le haut et donc une augmentation d'incidence, donc de portance, sur cette aile. Ceci donne un moment de roulis à gauche

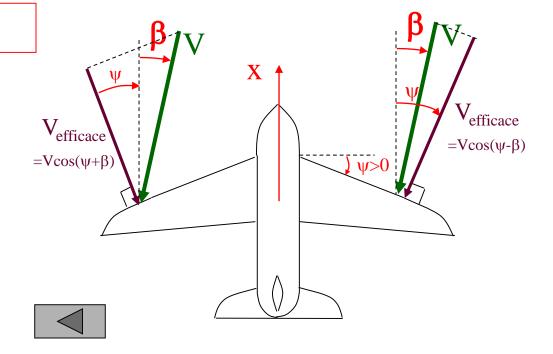


a2) Influence de la flèche de l'aile:

La vitesse efficace est la composante de la vitesse perpendiculaire au bord d'attaque de la voilure.

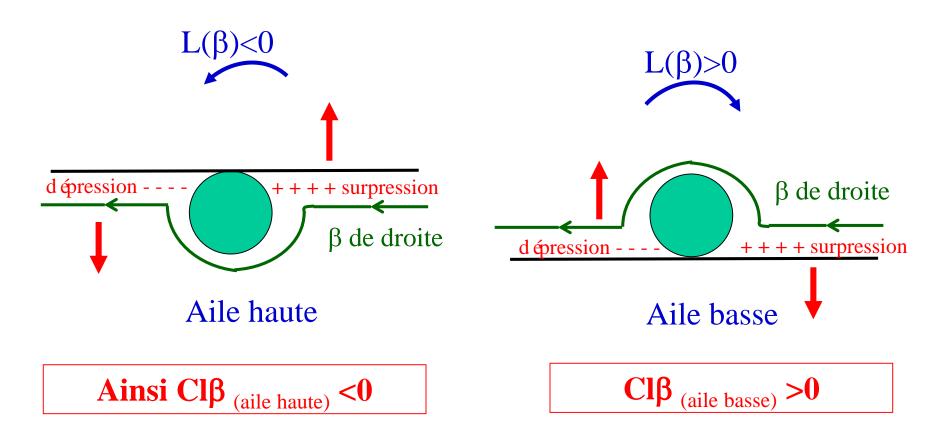
Pour un dérapage à droite (>0), la vitesse efficace de l'aile droite est supérieure à celle de l'aile gauche : elle porte plus : cela crée un couple de roulis à gauche (<0).

Ainsi Cl β (flèche>0) <0



a3) Influence de la position de la voilure:

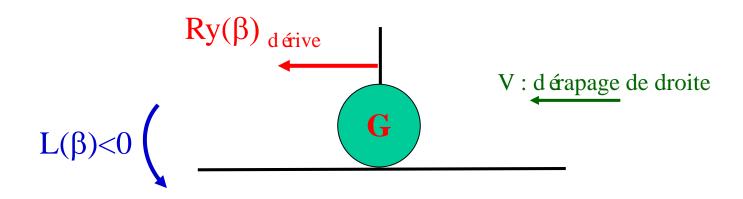
Un dérapage à droite (>0) cr ée une surpression à l'intrados de l'aile droite si elle est haute : elle porte plus. Cela cr ée un couple de roulis à gauche (<0).



a4) Influence de la dérive:

Due au fait que le centre de pouss ée de la dérive est audessus de l'axe de roulis Gx.

Un dérapage à droite (>0) crée une force lat érale sur la dérive vers la gauche: cela crée un couple de roulis à gauche (<0).



Ainsi Cl $\beta_{(d \text{ \'etive})} < 0$

a5) Conclusion pour l'effet dièdre Clβ:

L'effet dièdre Cl\beta est la somme de ces 4 influences.

Pour des raisons de stabilit é, on veut un $Cl\beta < 0$ (cf chapitre suivant) mais pas trop.

Cela implique une répercussion sur le dessin de l'avion.

Il est parfois nécessaire d'avoir un dièdre négatif sur les ailes hautes (et/ou en flèche).

Il est à noter que l'empennage horizontal participe aussi à l'effet dièdre (dièdre, flèche, position haute ou basse)

3b) Influence des gouvernes de gauchissement Clδl:

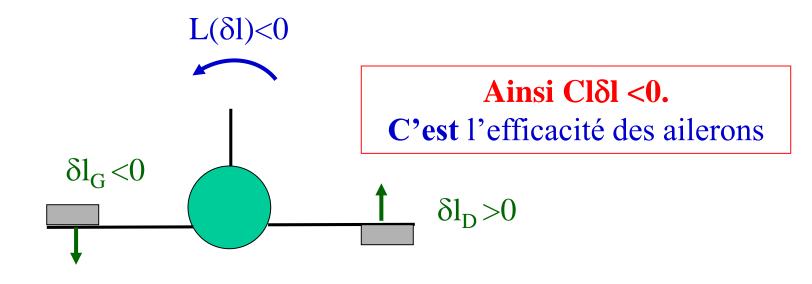
Le gauchissement est obtenu par braquage diff érentiel :

- des ailerons (pour avion classique)
- des **devons** externes (pour avion à aile delta)
- des gouvernes de **profondeur** (pour avion supersonique, pour augmenter l'efficacité des ailerons)
 - des canards (sur le Rafale par exemple)

On utilise souvent des **spoilers** que l'on braque vers le haut sur l'extrados d'une demi-voilure.

Par définition: $\delta l = (\delta l_D - \delta l_G)/2$

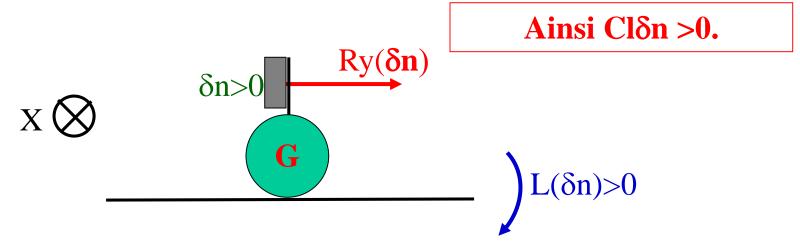
Si $\delta l > 0$, l'aileron droit se baisse $(\delta l_D > 0)$ et l'aileron gauche se l'ève $(\delta l_G < 0)$.



<u>3c) Roulis inverse cr éépar la gouverne de direction Clδn:</u>

Effet faible.

Un braquage de la direction à gauche ($\delta n > 0$) provoque un moment de roulis à droite (>0)



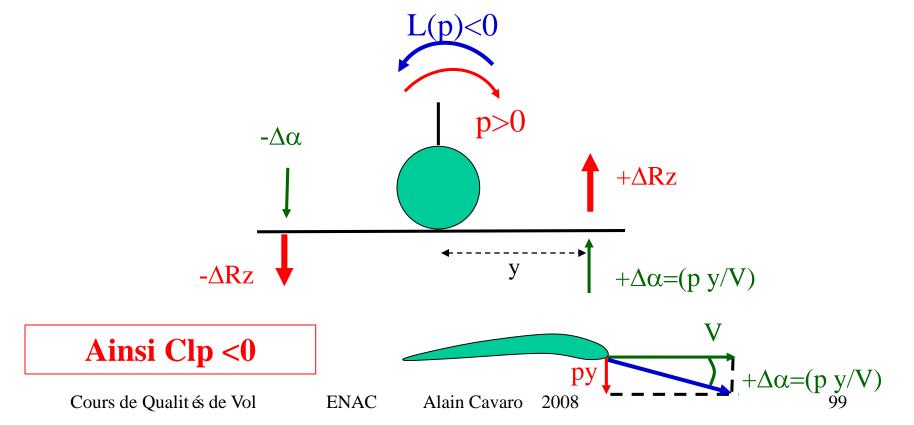
Nota important :

Ce roulis inverse est l'effet initial en roulis. Mais il ne faut pas oublier que l'effet primordial de la direction est de créer du dérapage (de la droite ici) et donc qui aura tendance à g én érer un moment de roulis du « bon » c ôt é (à gauche ici) grâce à l'effet dièdre ($Cl\beta$).

3d) Amortissement en roulis Clp:

Une vitesse angulaire de roulis à droite (p>0) donne une augmentation d'incidence sur l'aile droite (et une diminution sur l'aile gauche) : cela provoque un moment de roulis à gauche (<0) qui tend donc à amortir la vitesse de roulis.

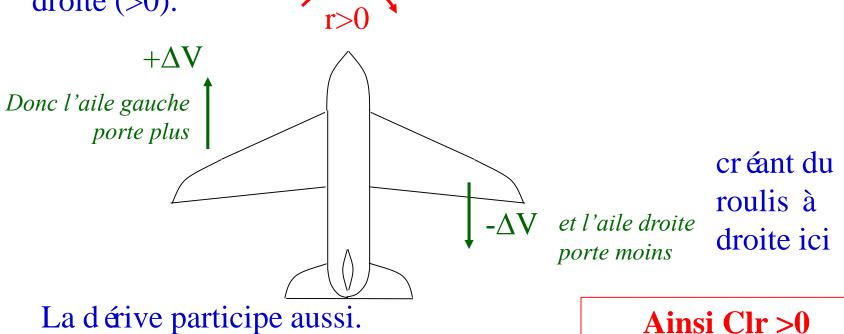
C'est donc un terme d'amortissement.



3e) Roulis induit par la vitesse de lacet Clr:

Une vitesse angulaire de lacet à droite (r>0) donne une augmentation de vitesse sur l'aile gauche (avançante) et une diminution sur l'aile droite.

On a donc une augmentation de portance sur l'aile gauche (diminution sur l'aile droite qui crée un moment de roulis à droite (>0).



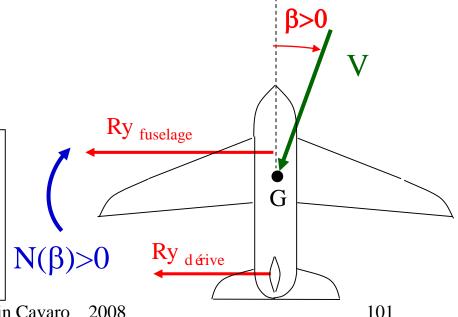
4 °) Moment a érodynamique de lacet N= 1/2 ρSIV Cn:

 $Cn = Cn\beta \cdot \beta + Cn\delta l \cdot \delta l + Cn\delta n \cdot \delta n + Cnp.pl/V + Cnr.rl/V$ 4a) Stabilit éde route Cnβ:

C'est l'influence du dérapage sur le **fuselage** (**d éstabilisant**) et sur la dérive (effet stabilisant : c'est la raison d'être de la dérive). On l'appelle aussi l'effet girouette.

Un dérapage à droite (>0) doit créer du lacet à droite >0) pour *une raison de stabilit é*: Cnβ>0

On a également un effet stabilisant de la flèche positive de l'aile (si dérapage à droite, vitesse efficace sur aile droite plus grande, donc tra în ée aile droite plus grande et donc lacet àdroite).



4b) Lacet inverse Cnδl:

Pour une inclinaison à gauche ($\delta l > 0$), l'aile droite, au niveau de l'aileron, a une portance supérieure à celle de l'aile gauche.

La traînée induite sur l'aile droite est alors légèrement supérieure à celle de l'aile gauche.

D'où moment de lacet à droite (>0) (« inverse » à l'inclinaison à gauche) Ainsi Cn δ l >0. Très faible Le nez de l'avion part légèrement à droite tra ne porte +, mais tra îne + aussi Cours de Qualit és de Vol Alain Cavaro 102 **ENAC** 2008

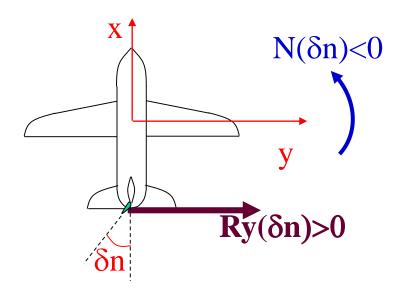
Ce lacet inverse peut être diminu éou annul é:

- par un **braquage diff érentiel** des ailerons (braquage plus faible vers le bas que vers le haut)
- par la **tra n̂ ée des spoilers** (ils ne sont braqu és que du c ôt é où l'on s'incline : ils augmentent la traînée de l'aile qui baisse).

4c) Efficacit éde la gouverne de direction Cnδn:

Un braquage de la direction à gauche ($\delta n>0$) provoque un moment de lacet à gauche (<0).

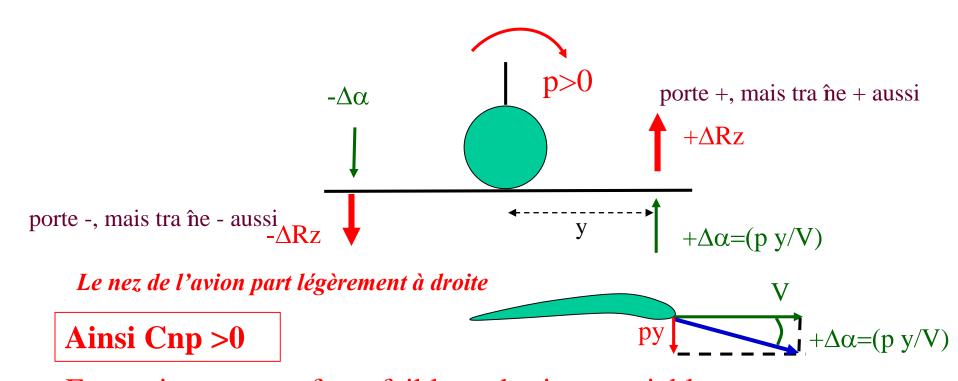
Ce coefficient est la raison d'être de la gouverne de direction



Ainsi Cnδn <0.

4d) Lacet induit par la vitesse de roulis p Cnp :

Pour une vitesse angulaire de roulis àdroite (p>0), on a une augmentation d'incidence sur l'aile droite (et une diminution sur l'aile gauche). La traînée induite est plus importante sur l'aile droite que sur la gauche. Cela crée donc un moment de lacet àdroite (>0).

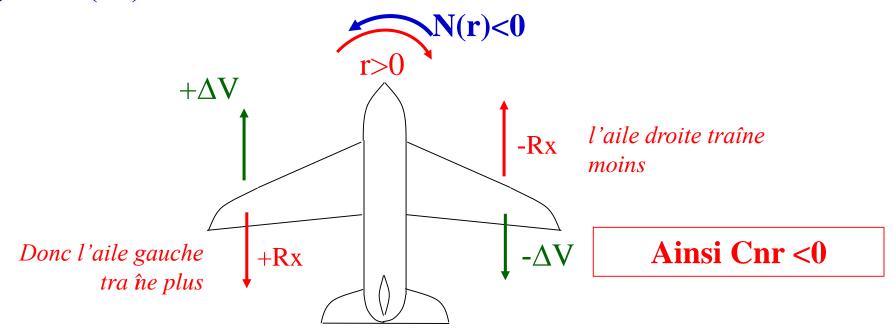


En pratique, ce coef. est faible et de signe variable Cours de Qualit és de Vol ENAC Alain Cavaro 2008

4e) Amortissement en lacet Cnr:

Une vitesse angulaire de lacet àdroite (r>0) donne une augmentation de vitesse sur l'aile gauche (avançante) et une diminution sur l'aile droite.

On a donc une augmentation de traînée sur l'aile gauche (avançante) et diminution sur l'aile droite : cela crée un moment de lacet à gauche (<0). C'est un **terme d'amortissement**.



La dérive participe aussi (dérapage local contrant le mouvement)

Cours de Qualit és de Vol

ENAC

Alain Cavaro

2008

106

5 °) RESUME : tableau r écapitulatif des coeff. a éro lat éraux

	Dérapage β>0 àD	Ailerons δl > 0 àG	Direction δn > 0 àG	vitesse roulis p>0 àD	vitesse lacet r>0 àD
Force lat érale Cy>0 àD	Cyβ < 0		Cyδn> 0		
Couple de ROULIS Cl>0 àD	Clβ < 0 Effet di èdre	Clol<0 Efficacité ailerons	Clδn>0 Roulis inverse	Clp<0 Amortisse- ment roulis	Clr>0 Roulis induit
Couple de LACET Cn>0 àD	Cnβ >0 Stabilit é de route	Cnδl >0 Lacet inverse	Cnδn <0 Efficacit é direction	Cnp faible Lacet induit	Cnr <0 Amortisse- ment lacet

Cours de Qualit és de Vol

ENAC

Alain Cavaro 2008

6 °) Etude du virage stabilis éen palier.

6a) G én éralit és:

On regarde ici le virage stabilis éet non la mise en virage.

Virage stabilis é: V,α,β,ϕ , p,q,r constants et p=0.

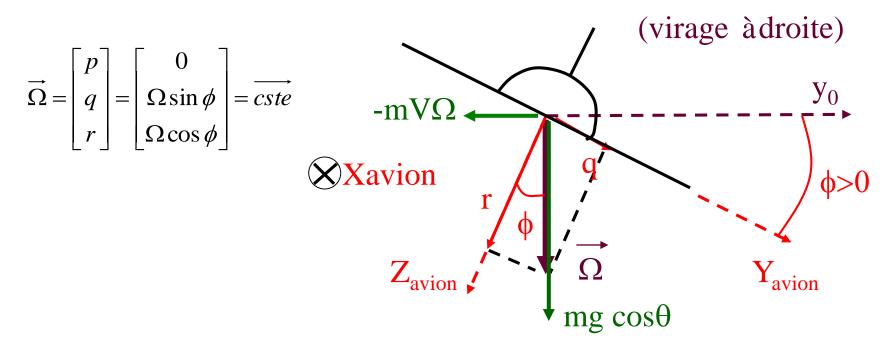
Nota 1: pour maintenir la **vitesse constante** par rapport au vol rectiligne, il faut augmenter la **pouss ée**.

En effet, il faut augmenter le Cz pour contrer le poids apparent nmg (autrement dit la portance doit augmenter pour que sa composante verticale reste égale au poids en valeur absolue.)

Et cette augmentation de portance se traduit par une **augmentation d'incidence et donc de traînée**.

Nota 2: il faut aussi avoir le manche àcabrer (bien que la vitesse n'ait pas variée pour contrer l'effet stabilisateur de $\Delta\alpha$ et de q (voir \S sur «braquages par g »

6b) Équations simplifi ées du virage stabilis é:



Les 3 équations du mouvement lat éral se simplifient notamment en utilisant :

les hypoth ses du &6.1 combin ses avec L_F et N_F =0 ce qui implique que Cl=0 et Cn=0 (car dp/dt et dr/dt=0)

en n égligeant Cyδn et les coeff. crois és Clδn, Cnδl

$$Cl = Cl\beta . \beta + Cl\delta l. \delta l + Clr. rl/V = 0$$

(2) axe de roulis X

$$\begin{aligned} &Cl = Cl\beta.\beta + Cl\delta l.~\delta l + Clr.~rl/V = & 0 \\ &Cn = Cn\beta.\beta + Cn\delta n.~\delta n + Cnr.~rl/V = & 0 \end{aligned}$$

(3) axe de lacet Z

avec $r = \Omega \cos \phi$

En virage, la vitesse de lacet r cr ée :

un moment de **roulis Clr** tendant à augmenter l'inclinaison latérale ϕ

un moment de lacet Cnr tendant à ramener le nez de l'avion vers l'extérieur du virage (amortissement en lacet)

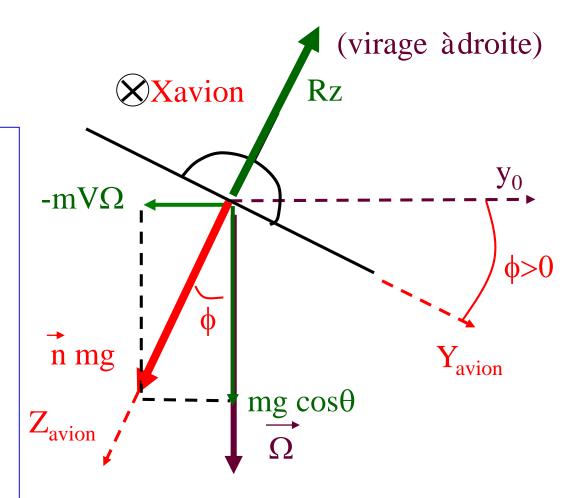
Pour rester en virage stabilis é, il faut contrer ces moments : on utilisera les ailerons, la direction et/ou le dérapage dans ce but.

6c) Virage correct:

« Virage correct » signifie que le poids apparent dans le plan de symétrie de l'avion Gxz.

n_y=0 se traduit par force lat érale Ry nulle.

C'est donc un **virage à d érapage nul** (si on
n églige Ry(δn)



Rappel: dans ce cas $nz = cos\theta/cos\phi$

On peut résoudre les équations du pr étéent avec $\beta=0$.

On trouve alors les braquages δl et δn n \acute{e} essaires pour \acute{e} quilibrer le virage.

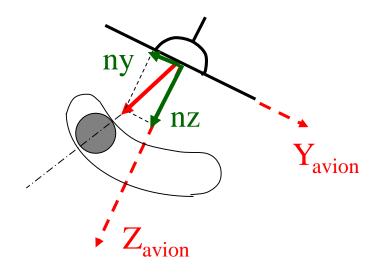
Dans le cas du virage correct stabilis é, les **commandes sont crois ées** : le manche est vers l'extérieur du virage et le palonnier vers l'intérieur.

En virage, la vitesse de lacet r cr & :

- un moment de **roulis Clr** tendant à **augmenter l'inclinaison lat érale φ**: il faut le contrer en mettant du **manche vers l'extérieur**du virage (si on vole sans d érapage), ce qui peut sembler paradoxal.
- un moment de **lacet Cnr** tendant àramener le **nez de l'avion vers l'extérieur** du virage (amortissement en lacet) : il faut le contrer en mettant du **palonnier vers l'intérieur** du virage pour maintenir cette vitesse de lacet constante *(si on vole sans dérapage)*

Pour un virage correct, la bille sera au milieu.

En effet, la bille s'oriente suivant la résultante des «forces massiques » représent ée par ny et nz.



Et en virage correct, **ny=0**

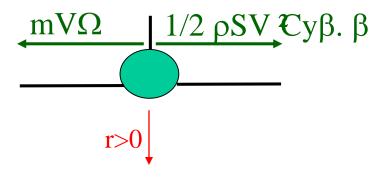
La bille n'est un indicateur de dérapage que si on peut n égliger les autres forces a érodynamiques lat érales, notamment $Ry(\delta n)$

6d) Virage ailes horizontales

 ϕ =0. L'équation de force latérale montre que dans ce cas, Ω est fonction de β . : mV Ω = 1/2 ρ SV \mathcal{E} y β . β

On peut aussi traduire cela par le fait que l'accélération normale n'est plus due principalement à la projection horizontale de la portance (ce qui est le cas du virage classique), mais uniquement due àla force lat érale g én ér ée par le d érapage :

on ne pourra pas tourner très vite de cette mani ère.



Le dérapage doit provenir de l'extérieur du virage : les commandes (roulis/lacet) seront fortement crois ées car le roulis et le lacet induit par r et β sont de même signe.

C'est un virage pratiquement jamais utilisé.

6e) Virage au manche seul

On suppose donc que $\delta n=0$.

L'équilibre de l'équation de lacet ne peut être réalisé qu'en volant avec **du dérapage provenant de l'intérieur du virage** qui permet de contrer, de par l'effet girouette $Cn(\beta)$, l'amortissement en lacet Cn(r).

Ce dérapage (de l'intérieur) provoque, de par l'effet dièdre Clβ, un roulis qui s'oppose au roulis induit par la vitesse de lacet.

On peut aussi trouver le braquage des ailerons δl n $\dot{\epsilon}$ essaire pour stabiliser ce virage en utilisant les $\dot{\epsilon}$ quations (2) et (3) avec δn =0.

$$\delta l = \frac{1}{Cl\delta l.Cn\beta} \frac{\Omega l}{V} \cos \phi \left[Cl\beta.Cnr - Clr.Cn\beta \right]$$

L'avion sera « stable spiral » si, pour maintenir le virage stabilis é, sans utiliser le palonnier, le manche est braquédans le sens du virage : si on l âche le manche, l'avion aura tendance à revenir ailes horizontales.

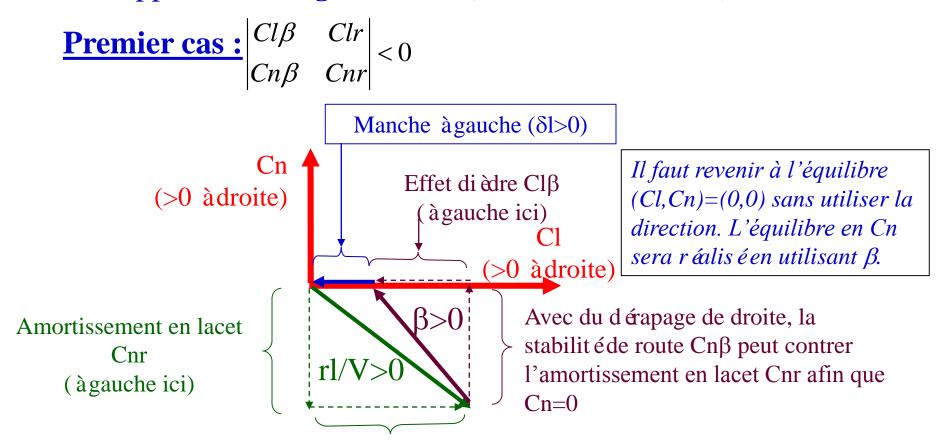
Dans le cas contraire, il sera dit «instable spiral ».

La stabilit éspirale dépend donc du signe de δ l et donc du signe de [Cl β .Cnr - Cn β .Clr].

La stabilit éspirale dépend du signe du déterminant : $\begin{vmatrix} Cl\beta & Clr \\ Cn\beta & Cnr \end{vmatrix}$

Deux cas sont àprévoir suivant la position relative des vecteurs (Cl β , Cn β) et (Clr, Cnr).

On suppose un **virage à droite** (vitesse de lacet r>0).

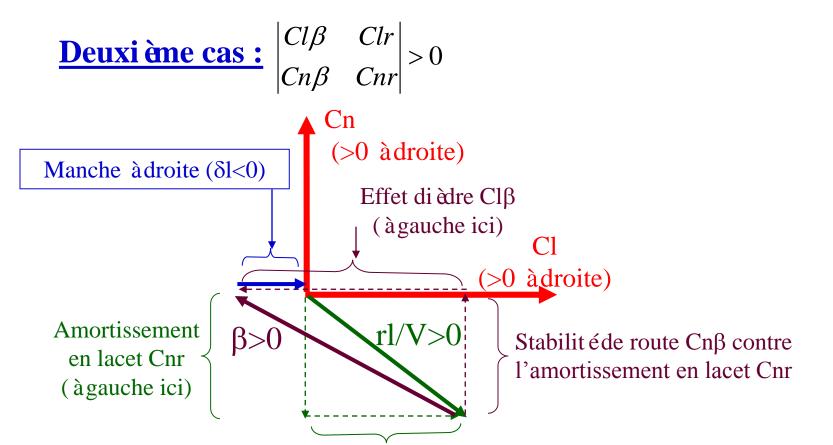


Roulis induit par r : Clr (àdroite ici)

Dans ce cas, il faut mettre du manche vers l'ext érieur du virage : l'avion est instable spirale (si on lâche le manche, l'avion s'engagera dans un virage plus prononcé).

Cours de Qualités de Vol

Alain Cavaro 2008



Roulis induit par r : Clr (àdroite ici)

Dans ce cas, il faut mettre du manche vers l'intérieur du virage : l'avion est stable spirale (si on lâche le manche, l'avion aura tendance à sortir du virage).

Nota: Augmenter l'effet dièdre $Cl\beta$ (en / /) augmente cette stabilit é spirale.

Spirale.

Alain Cavaro 2008 118

Il y a aussi le cas de la **stabilit éspirale neutre** quand les 2 vecteurs ($Cl\beta$, $Cn\beta$) et (Clr, Cnr) sont colin éaires.

C'est le cas de certains avions à commandes de vol dectriques pour lesquels les lois de pilotage permettent d'avoir une stabilité spirale neutre quand $|\phi|$ n'est pas trop dev \acute{e} .

6f) Virage au pied seul

On peut faire le même type d'étude de stabilité spirale que dans le paragraphe pr & édent, mais ici les **ailerons sont à 0** ($\delta l=0$).

C'est un virage peu utilisé car la mise en roulis n'est pas très efficace au pied seul (on cr ée du dérapage qui g én ère du roulis par effet di èdre).

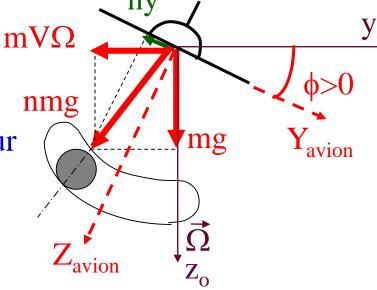
6g) Virage non sym étrique

La résultante des forces massiques n'est pas dans le plan de

sym étrie Gxz : $\beta \neq 0$.

VIRAGE DERAPE

Le dérapage est du c α éext érieur au virage (β<0 ici)

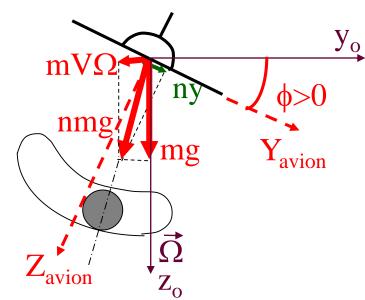


Pour mettre la bille au milieu, il faut annuler le dérapage soit en inclinant plus le virage (plus àdroite ici), soit en modifiant la position du palonnier (vers la gauche ici)

«Le manche attire la bille, le pied la repousse »

VIRAGE GLISSE

Le dérapage est du c α édu virage (β>0 ici)



Pour mettre la bille au milieu, il faut annuler le dérapage soit en redressant le virage (vers la gauche ici), soit en modifiant la position du palonnier (vers la droite ici)

De nouveau, «Le manche attire la bille, le pied la repousse »

7) Etude de la panne moteur.

7a) **G én éralit és :**

Étude de panne moteur dans le cas d'un avion multimoteur (!).

La dissym étrie de propulsion qui en résulte crée un moment de lacet qu'il faudra équilibrer.

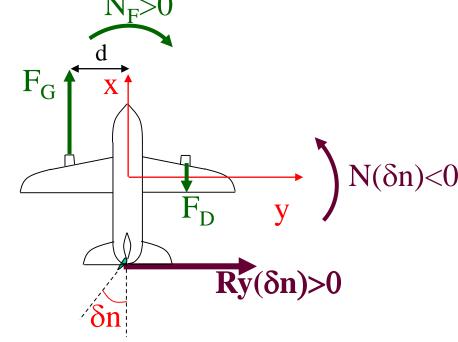
On va étudier le cas d'une **panne moteur droit** sur un bimoteur (qui va tra \hat{n} er). $N_{E}>0$

$$N_F = (F_G - F_D)$$
. d

d étant la distance entre l'axe de pouss é et le CdG.

 $F_D < 0$ sur notre figure.

Nota : la criticit éQdV de la panne moteur est moindre pour les avions équipés de réacteurs à l'arrière.



2008

Par analogie avec les coefficients a érodynamiques, on peut définir un coefficient de lacet dû à la dissymétrie moteurs.

 $Cn_F = (F_G - F_D)$. d / (1/2 ρ SIV $\stackrel{?}{\rightarrow}$ (>0 si panne moteur droit)

Il existe également un couple de roulis $\mathbf{Cl_F}$, surtout pour les avions àh dice (principalement dû à la disparition du souffle de l'hélice entraînant une perte de portance sur l'aile droite dans notre cas : $\mathbf{Cl_F} > 0$). Sinon, on le n églige souvent.

En mettant du pied àgauche, on a équilibré l'avion en lacet.

Mais il faut **équilibrer les forces lat érales** à cause de la force $Ry(\delta n)$ g én ér épar le **braquage de la direction** que l'on ne n'églige plus maintenant.

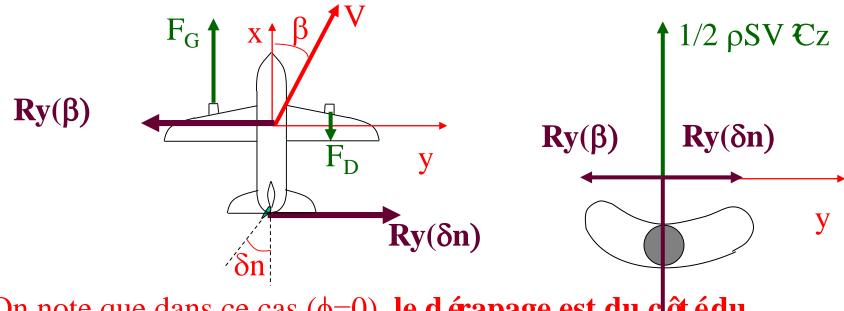
Il y a alors 3 solutions pour équilibrer cette force lat érale:

- voler avec du dérapage (de droite ici) sans incliner latéralement l'avion (pour que $Ry(\beta)$ compense $Ry(\delta n)$)
- voler avec une inclinaison lat érale (à gauche ici) à d'érapage nul afin que la composante lat érale du poids compense $Ry(\delta n)$
- un mixte des 2 premières solutions (vol avec dérapage et inclinaison latérale).

Les équations d'équilibre en vol rectiligne (p=r=0) s'écrivent en négligeant les coefficients crois és Cl δ n, Cn δ l, mais plus Cy δ n:

7b) Vol ailes horizontales :

Dans ce cas, comme le poids ne peut pas aider à contrer la force lat érale Ry(δn), c'est le **d érapage** qui s'en charge.



On note que dans ce cas (ϕ =0), le d érapage est du configue moteur en panne.

On peut aussi noter que, malgré le dérapage, la bille n'est pas au milieu (elle n'est pas un indicateur de dérapage quand $Ry(\delta n)$ n'est pas négligeable)

Cours de Qualit és de Vol

ENA(

Alain Cavaro 2008

125

Ce dérapage du côt édu moteur en panne peut être gênant pour équilibrer l'équation de moment de lacet: en effet, de par l'effet girouette $(Cn\beta)$, le nez de l'avion aura encore plus tendance à aller du côt édu moteur en panne : $Cn(\beta)$ et Cn_F de même signe. Il faudra **braquer davantage la gouverne de direction**.

L'équation (1) donne une relation entre β et δ n (car ϕ =0): β = $Cy\delta n/Cy\beta$. δn (on retrouve β >0 de droite si δn >0)

L'équation (3) couplée avec la relation précédente permet de déerminer le braquage δn n écessaire pour contrer Cn_F

L'équation (2) permet de connaître le braquage des ailerons δl nécessaire pour contrer l'effet dièdre $Cl(\beta)$ ainsi que Cl_F et le roulis inverse $Cl\delta n$ (si on ne le néglige pas).

Cours de Qualités de Vol ENAC Alain Cavaro 2008

7c) Vol à dérapage nul:

$\beta=0$

Dans ce cas, ce n'est plus le dérapage qui contre la force latérale $Ry(\delta n)$, mais la composante lat érale du **poids** qui s'en charge, en **inclinant l'avion du côté du moteur sain**.

Rappel: on a tout d'abord équilibrer Cn_F en mettant la 112 PSV2CZ direction à gauche ($\delta n > 0$) Ry(δn) $\delta n > 0$ Ry(8n) mg sinφ cosθ $mg sin \phi cos \theta$ $mgcos\theta$ mgcosθ Cours de Qualit és de Vol **ENAC** Alain Cavaro 2008 127 Dans ce cas, la direction δn ne contre que le couple de lacet dû à la dissymétrie moteur Cn_F (voir aussi équation (3)).

D'après (1), $ny\neq 0$: la bille n'est pas au milieu bien que le d'érapage est nul. C'est dû à la force $Ry(\delta n)$ non n'églig ée ici.

On constate que le braquage de la direction pour le cas $\beta=0$ est plus faible que pour le cas $\phi=0$.

Ainsi, en s'inclinant du côté du moteur sain, on a besoin de moins de δn .

Autrement dit, à iso δn , on peut contrôler la dissymétrie à vitesse plus faible : voir \S suivant sur la détermination de la VMCA où la norme autorise une inclinaison lat érale du côt édu moteur sain (5° au max)

8 °) Vitesses Minimum de Contr île (avec panne moteur): VMC.

8a) VMCA (A pour air):

D finition:

C'est la **vitesse minimum** de vol pour laquelle en cas de **panne d'un moteur**, il est possible de **maintenir un cap constant** avec une inclinaison lat érale $|\phi| < 5$ °, les autres moteurs étant à la puissance max de décollage.

Pour ne pas p énaliser le domaine de vol et les performances de l'avion, on essaie d'obtenir la VMCA la plus faible possible.

Méthode d'essai :

Essai effectu é avec un moteur coup é avec:

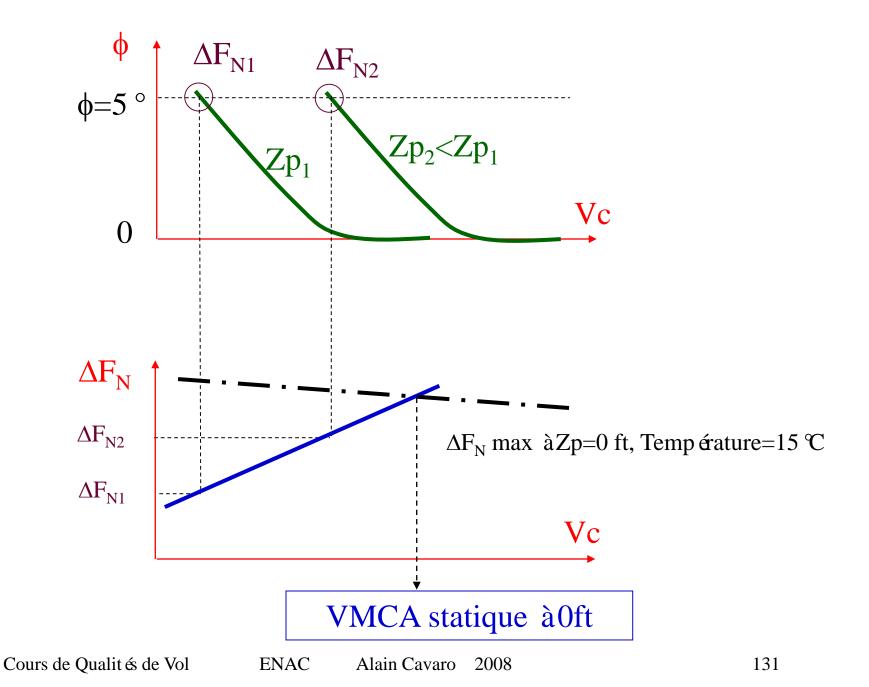
- le CG maxi arrière, en g én éral (bras de levier direction + faible)
- configuration de décollage
- masse l ég ère (pour ne pas être g ên é par le d écrochage)

Démonstration statique :

Décélération lente en maintenant le cap constant. En dessous d'une certaine vitesse, la gouverne de direction est en but \acute{e} ; il faut alors maintenir le cap en s'inclinant jusqu'à $\phi=5$ ° du c \acute{e} t édu moteur sain.

Cette d $\acute{\mathbf{e}}$ d $\acute{\mathbf{e}}$ ation est effectu $\acute{\mathbf{e}}$ à diff $\acute{\mathbf{e}}$ entes altitudes \mathbf{Zp} , donc à des dissym $\acute{\mathbf{e}}$ tries de pouss $\acute{\mathbf{e}}$ ΔF_N diff $\acute{\mathbf{e}}$ entes (si \mathbf{Zp} , ΔF_N).

La VMCA est donc fonction de l'altitude et augmente quand l'altitude baisse (car la poussée augmente). On extrapole à 0ft les résultats trouv és en altitude.



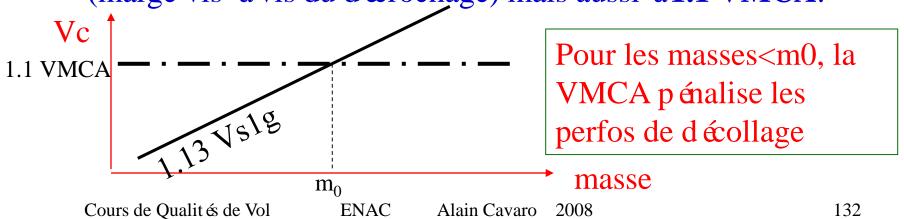
On effectue également une démonstration dynamique:

on réalise une coupure brutale d'un moteur à la VMCA statique trouvée précédemment : le comportement de l'avion doit être correct (écart de cap<20° et effort au palonnier<150 lbs).

Si c'est satisfaisant, on garde VMCA=VMCA statique.

Cons équences sur les performances :

La réglementation impose que la vitesse de vol minimum après le décollage **V2min** soit **sup érieure à 1.13 Vs1g** (marge vis-à-vis du décrochage) mais aussi à **1.1 VMCA**.



8b) VMCL (L pour landing= atterrissage):

D finition:

C'est la **vitesse minimum d'approche** pour laquelle en cas de **panne d'un moteur**, il est possible de **maintenir un cap constant** avec une inclinaison lat érale $|\phi| < 5$ °, les autres moteurs étant à la puissance max de décollage (ou remise de gaz si diff érente).

Méthode d'essai :

Même style de démonstration que la VMCA, la configuration étant ici la configuration la plus hypersustentée d'atterrissage.

Il y a en plus un essai de **maniabilit éen roulis** du cot édu moteur en fonctionnement : il est moins aisé de s'incliner rapidement de ce côté car la direction est près de sa butée et ne permet pas d'éviter une prise de dérapage lorsqu'on veut incliner l'avion : l'effet dièdre r ésultant peut g êner la mise en roulis rapide.

8c) VMCG (G pour ground= au sol):

D finition:

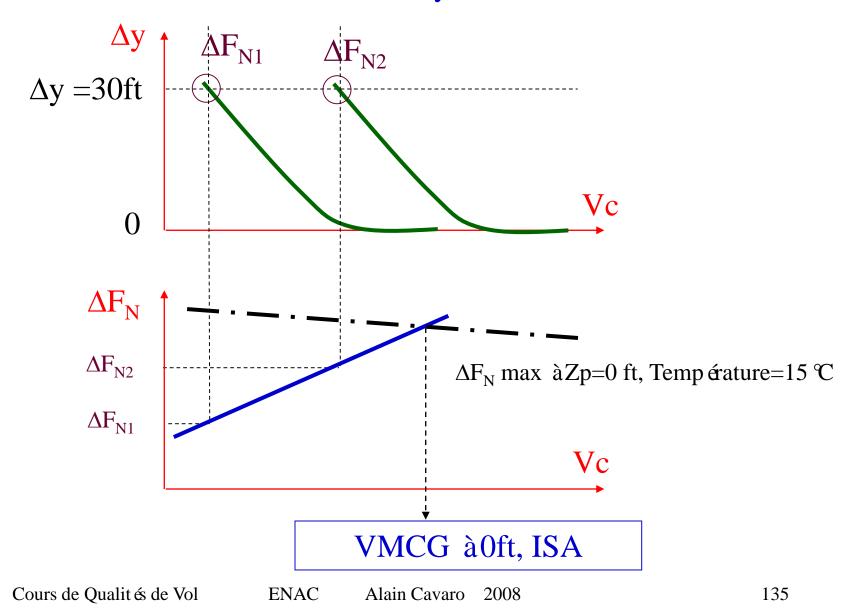
C'est la vitesse minimum au sol pour laquelle en cas de panne brutale d'un moteur, il est possible de maintenir une trajectoire à peu pr ès rectiligne (écart maxi autoris épar la norme 30 ft) en se servant uniquement des gouvernes a érodynamiques, tous les autres moteurs étant à la puissance max de décollage.

Méthode d'essai :

Essais effectués à CG arrière avec le dispositif d'orientation de la roulette avant déconnect ée.

On effectue des essais de panne d'un moteur avant l'envol à des vitesses de plus en plus faibles et cela àdiff érents niveaux de pouss ée.

Par des informations inertielles ou de trajectographie, on calcule l'écart latéral maxi atteint Δy .



Cons équences sur les performances :

La VMCG intervient dans la détermination de la vitesse de décision V1.

V1 est la vitesse àpartir de laquelle, lors du décollage, il faut continuer le décollage même en cas de panne moteur : la distance pour s'arrêter devient plus grande que la distance de décollage.

On doit avoir V1>VMCG:

en effet si V1<VMCG et si la panne moteur survenait entre V1 et VMCG, on devrait poursuivre le décollage sans pouvoir contrôler la trajectoire latérale de l'avion.

Chapitre 5: STABILITE STATIQUE TRANSVERSALE

1 °) STABILITE STATIQUE DIRECTIONNELLE:

La stabilit éstatique **directionnelle** est une stabilit éen **d érapage** autour de l'axe de **lacet**.

L'avion est statiquement stable directionnellement si, sur un écart en dérapage, le couple de lacet induit a tendance à diminuer ce dérapage :

Stable si Cnβ>0

(car un écart $\Delta\beta$ >0 (à droite) doit g én érer un moment de lacet vers la droite ($N(\beta)$ >0) qui tend ainsi à diminuer le d érapage)

Rappel : Cnβ appel éaussi «effet girouette »; effet prépondérant de l'empennage vertical.

Méthode d'essai:

On effectue un dérap éstabilis éailes horizontales et sur lâcher du palonnier, en maintenant l'inclinaison latérale constante, on vérifie que l'avion a tendance à diminuer son dérapage.

2 °) STABILITE STATIQUE LATERALE:

La stabilit éstatique **lat érale** est une stabilit éen **d érapage** autour de l'axe de **roulis**.

L'avion est statiquement stable latéralement si, sur un écart en **dérapage**, le couple de **roulis** induit a tendance à diminuer ce dérapage :

Stable si ClB<0

(car un écart $\Delta\beta$ >0 (à droite) générant un moment de roulis à gauche (<0) créera une glissade vers la gauche grâce à la composante lat érale du poids : cette glissade à gauche diminuera le dérapage initial.)

Méthode d'essai :

On effectue un dérap éstabilis é à cap constant et sur lêcher du volant, en maintenant le cap constant, on vérifie que l'aile basse a tendance à remonter (dans un dérapé stabilisé, l'avion est inclinédu côtédu dérapage: voir suivant).

3 °) DERAPE STABILISE :

3a) G én éralit és

```
C'est un vol dérapé en palier, rectiligne stabilis é, soit :
```

(On néglige les coefficients crois és)

$$C1 = C1\beta.\beta + C1\delta1.\delta1 = 0$$
 axe de roulis X

$$C1 = C1\beta.\beta + C1\delta1. \delta1 = 0$$
 axe de roulis Σ $Cn = Cn\beta.\beta + Cn\delta n. \delta n = 0$ axe de lacet Σ

Des 2 équations pr éc édentes, on peut d'éterminer les braquages d'ailerons δl et de direction δn n écessaires pour voler à d'érapage constant. On trouve que ces braquages sont de signe oppos é

On peut plus simplement dire qu'un **d érapage** donn é, **de droite** par exemple, cr ée :

- un moment de **roulis** à gauche par **effet di èdre** (Clβ) qu'il faut contrer en mettant du **manche à droite**
- un moment de **lacet** à droite par **effet girouette** ($Cn\beta$) qu'il faut contrer en appuyant sur le **palonnier à gauche**.

On voit ainsi qu'en dérapé rectiligne stabilisé, les commandes sont crois ées : palonnier du c ôt é oppos é au d érapage, manche du c ôt é du d érapage.

L'équation de force latérale donne (si on néglige $Ry(\delta n)$ devant $Ry(\beta)$):

ny mg = mg sinφ $cos\theta = -1/2 \rho SV ^2Cy\beta$. β

L'avion doit s'incliner du côté du dérapage pour que la composante lat érale du poids compense la force $Ry(\beta)$.

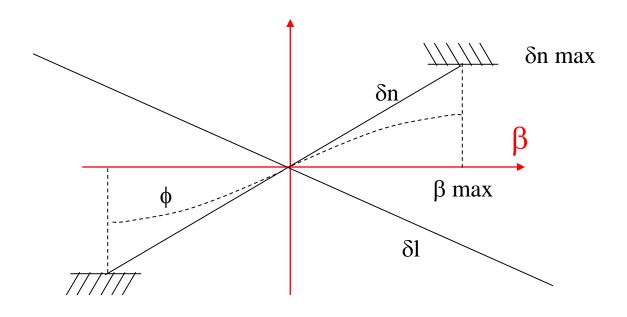
3b) Méthode d'essai:

On se stabilise en dérapage à des valeurs croissantes en maintenant le cap constant et ce, jusqu'à la première butée de commande atteinte (en général la butée de direction).

La norme impose qu'efforts et déplacements aux commandes soient proportionnels au dérapage. Il faut aussi que le dérap é stabilisé soit accompagné de suffisamment d'inclinaison latérale (avertisseur de dérapage).

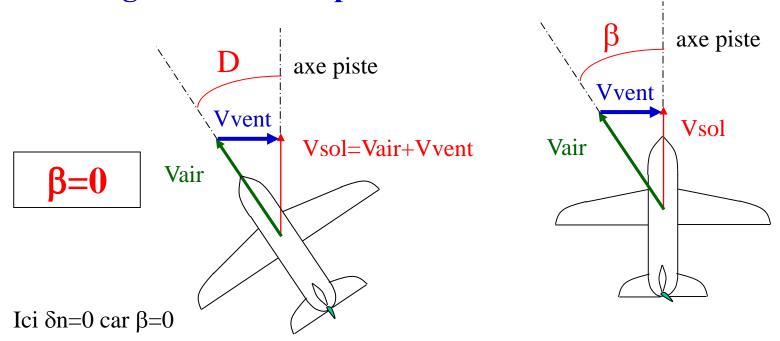
Les essais de dérap és stabilis és sont notamment effectu és aux vitesses opérationnelles de décollage et d'atterrissage.

Les dérapages maxi relevés au cours de ces essais permettent d'estimer les vents de travers maxima admissibles au décollage et à l'atterrissage.



3c) Cas particulier: le d écrabage

Au cours d'une approche finale avec vent de travers, l'avion vole en «crabe » bien qu'il vole sans dérapage, afin que sa vitesse sol soit alignée avec l'axe piste.



A l'arrondi, le pilote doit aligner l'axe avion avec l'axe piste : c'est le décrabage.

Il **transforme l'angle de dérive** D **en d érapage** β . Il aborde la piste manche dans le vent et pied oppos é

Cours de Qualit és de Vol

ENA(

Alain Cavaro

2008

143

4 °) MANIABILITE LATERALE:

Elle est étudiée principalement autour de l'axe de roulis.

2 types d'essais :

- sollicitations de type créneau à la commande de gauchissement. On note la vitesse de roulis p stabilis ée obtenue. Essais effectu és à différentes amplitudes de la commande.
- basculement le plus rapide possible de –30 ° à+30 ° en assiette lat érale en utilisant la pleine autorit édu manche. La norme impose un temps maximal pour effectuer cette manœuvre (7s. dans le cas des avions de transport civil).

Chapitre 6 : STABILITE DYNAMIQUE TRANSVERSALE

1 °) GENERALITES

On peut **lin éariser** les **3 équations** du mouvement lat éral (en faisant l'hypothèse de petits mouvements : on suppose en particulier ϕ assez petit) et on suppose les param ètres longitudinaux V, q, α et θ constants.

Les 4 inconnues du mouvement sont alors : ϕ , β , p, r.

Il nous faut une 4ième équation, venant d'une relation cin ématique. $\dot{\phi} = p + tg \theta (q \sin \phi) + r \cos \phi$

On peut utiliser l'écriture matricielle pour décrire le système des 4 équations lin éaris ées, en définissant :

le vecteur d'état
$$\mathbf{x} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{\phi} \\ \boldsymbol{\beta} \\ \mathbf{p} \\ \mathbf{r} \end{bmatrix}$$
 et le vecteur commande $\mathbf{U} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{\delta} \mathbf{l} \\ \boldsymbol{\delta} \mathbf{n} \end{bmatrix}$
Le système se résume alors à: $\dot{\mathbf{X}} = \mathbf{A}\mathbf{X} + \mathbf{B}\mathbf{U}$

Cours de Qualit és de Vol

ENAC

Alain Cavaro 20

L'équation caractéristique de la matrice A a 4 racines dont 2 rélles et 2 imaginaires qui d'éfinissent :

- 2 mouvements **ap ériodiques** :

le **roulis pur** très amorti (mode rapide) le **mouvement spiral** peu ou pas amorti (mode lent)

- 1 mouvement **oscillatoire**:

le roulis hollandais (en g én éral assez bien amorti)

2 °) LE ROULIS PUR

C'est un mode rapide. Sur une perturbation en roulis, on a un mouvement de roulis pur très amorti.

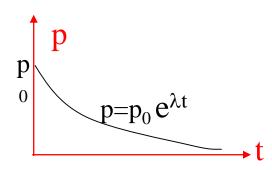
On peut trouver une valeur approch é de la constante de ce mode en faisant les approximations suivantes :

On suppose β =0 et r=0 et que les gouvernes restent immobiles $(\delta l=\delta n=0)$. L'équation de roulis s'écrit :

Ix
$$dp/dt = 1/2 \rho SIV ^2Clp pl/V$$

Soit $\mathbf{p} = \mathbf{p_0} \mathbf{e}^{\lambda t}$ avec $\lambda = 1/2 \rho Sl \nabla Clp/Ix < 0$ (car Clp<0)

Mouvement ap ériodique très amorti.



Méthode d'essai :

La perturbation en roulis est créé par un créneau en commande de gauchissement.

Dans le cas où l'on utilise un stabilisateur de lacet, la sollicitation au manche n'excite pas le roulis hollandais, et l'on voit que la vitesse de roulis p est bien amortie.

3 °) MOUVEMENT SPIRAL

C'est un mode lent.

Le mouvement spiral est un mouvement ap ériodique **tr ès peu amorti** caract éris épar des variations lentes en **roulis et lacet** et un dérapage faible.

On a d é à étudi é la stabilit éspirale lors de l'étude des virages au pied seul ou au manche seul.

Équation simplifi ée du mouvement :

Le mouvement est excit épar une perturbation lente en roulis ou en lacet, par exemple lors d'une mise en virage. Si on laisse les gouvernes au neutre, les moments a érodynamiques tendrant à engager ou àredresser le virage : **stabilit éspirale**.

On suppose le dérapage β faible, $\delta n = \delta l = 0$.

Ainsi pas de force aéro latérale significative : d'où ny=0

ny mg = mg sin ϕ cos θ –mV Ω cos ϕ = 0 implique ϕ = Vr/g

et donc $\mathbf{p} = \mathrm{d}\phi/\mathrm{d}t = \mathbf{V}/\mathbf{g} \, \mathbf{dr}/\mathbf{dt} \, (r = \Omega \cos\phi \approx \Omega; \, on \, suppose \, \phi \, faible)$

Comme on suppose des variations lentes de p et r, on peut érire Cl=Cn=0, soit :

$$Cl = Cl\beta.\beta + Clp pl/V + Clr. rl/V = 0$$

axe de roulis X

$$Cn = Cn\beta.\beta + Cnp pl/V + Cnr. rl/V = 0$$

axe de lacet Z

En éliminant β entre ces 2 équations, on obtient une équation diff érentielle du 1 °degr éen r (en rempla çant p par V/g dr/dt) de la forme :

$$dr/r = -k (Cnr Cl\beta - Clr Cn\beta) dt avec k>0$$

 $d'où r = r_0 e^{\lambda t}$

Le mouvement est ap ériodique convergent, donc stable si $\lambda < 0$.

On retrouve la condition de stabilit éspirale : Cnr Clβ – Clr Cnβ >0

En pratique, l'avion peut être stable ou instable : l'instabilité n'est pas gênante car c'est un mode lent.

Méthode d'essai :

On stabilise l'avion en virage à 30 ° d'inclinaison, puis on lâche le manche. On regarde si l'avion redresse son virage ou s'y engage.

4 °) ROULIS HOLLANDAIS

4a) Caract éristiques du mouvement

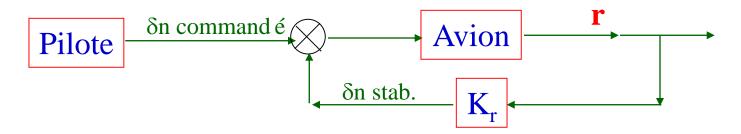
- Mouvement coupl éen roulis et lacet.
- Mode rapide excit épar une perturbation rapide en lacet, en roulis ou en dérapage.
- Mouvement oscillatoire en roulis, lacet et dérapage qui doit être convergent et de courte période.

Les oscillations en p, r et β sont déphas ées.

4b) Stabilisateur de lacet

Il faut que le roulis hollandais soit bien amorti pour ne pas rendre le pilotage délicat et le vol inconfortable pour les passagers. Il est alors parfois nécessaire d'installer sur certains avions un **stabilisateur de lacet** dans ce but.

C'est un système qui braque la gouverne de direction avec une certaine avance de phase en utilisant la vitesse de lacet (mesur ée par un gyroscope) att énuant ainsi les oscillations en r.



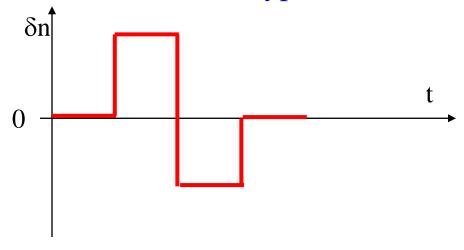
Sur Airbus A310, le stabilisateur de lacet a une loi de type :

$$\delta n \ stab. = (r-g/V \ \phi). \ Kr \ H(p) + K\delta l \ . \ D\delta l$$
 fonction stab de lacet + terme de coordination de virage

avec Kr=Kr(Vc)>0 et H(p) un terme d'avance de phase

4c) Méthode d'essai:

L'excitation du roulis hollandais se fait par une sollicitation à la gouverne de direction du type :

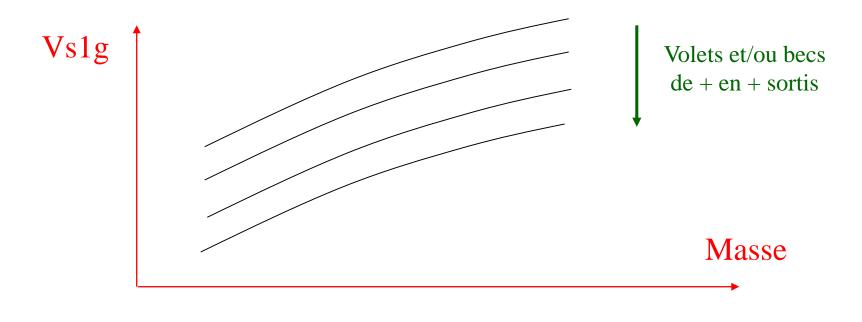


Chapitre 7 : DOMAINE DE VOL

LIMITATIONS BASSES VITESSES

La principale limitation est la **vitesse de d écrochage** not éc **Vs1g** («Stall »= d écrochage àn=1g).

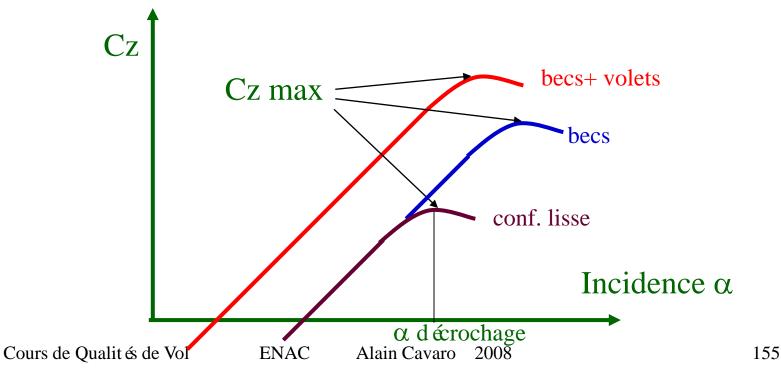
On définit une Vs1g pour chaque configuration de becs et de volets. Cette vitesse dépend de la masse.



La détermination des Vs1g est très importante car elle conditionne les **performances au décollage** (calculées à V2>1.13VS1g) et à l'atterrissage (VREF> 1.23 VS1g)

DECROCHAGE: ph énom ène a érodynamique.

A partir d'une certaine incidence, il y a d écollement des filets d'air sur l'extrados de la voilure entra înant une perte de portance : l'avion décroche.



Types de d écrochages :

On peut effectuer les décrochages en vol rectiligne ou en virage, moteurs réduits ou non.

Pour la détermination des Vs1g, les décrochages sont effectués en vol rectiligne, moteurs réduits et au centrage max avant qui est le cas le plus défavorable. En effet, àce centrage, le trim de profondeur est le plus àcabrer, diminuant ainsi la portance.

On effectue aussi les décrochages au centrage maxi arrière afin de vérifier le comportement QdV, notamment la stabilité longitudinale y est plus faible.

Indications typiques du décrochage :

Abatt ée en tangage

Départ en roulis

Perte d'efficacité de commande

Changement brutal dans l'effort ou le déplacement des commandes Buffeting caract éristique identifiable par le pilote.

La récup ération est effectuée en mettant le manche au neutre ou à piquer et parfois en remettant les gaz.

Aspects Qualit és de Vol du d écrochage :

La norme impose :

- une stabilit élongitudinale statique positive jusqu'au décrochage (évalu ée par la courbe $\delta m(Cz)$)
 - pas d'inversion de commandes jusqu'au décrochage

- pas d'autocabrage au décrochage
- r écup ération par usage normal des commandes
- alarme se produisant à une vitesse supérieure d'au moins 7% à la vitesse de décrochage. Le buffeting peut constituer une alarme naturelle. C'est le plus souvent un dispositif cal éen incidence (gong sonore, vibreur de manche)

Aides au pilotage :

- Pour lutter **contre l'autocabrage**, on peut introduire une aide au pilotage : **d éroulement de trim** de profondeur à piquer à partir d'une certaine incidence.
- On peut également augmenter la **raideur des efforts** au manche avant le décrochage afin d'obtenir une **stabilit é longitudinale** meilleure et d'éviter au pilote d'aller trop loin en incidence.

• Protection grande incidences sur avion à commandes de vol dectriques.

Détermination des vitesses de décrochages Vs1g.

En décélération lente, ailes horizontales, jusqu'au décrochage a érodynamique, le facteur de charge normal n_z est proche de 1.

On écrit donc l'équation de portance (en négligeant la composante de la propulsion)

$$1/2 \rho SV_{s1g}$$
? Czmax = n_z mg = mg

Czmax étant le coefficient de portance maximum pour chaque configuration de becs/volets/train

Ainsi
$$V_{s1g} = \sqrt{(2mg/\rho_0 SCz \max)} = f(m)$$

Valable pour Vc<200 Kt et Zp<15000 ft : Vs1g donn éen vitesse conventionnelle