

Gilbert Klopfstein

Comprendre l'avion

Mécanique
du vol

Cépaduès
EDITIONS

Tome 2

Comprendre l'avion

Tome 2

***L'avion en vol*
- Mécanique du vol -**

Gilbert KLOPFSTEIN

CÉPADUÈS-ÉDITIONS

111, rue Nicolas-Vauquelin
31100 TOULOUSE – France
Tél. : 05 61 40 57 36 – Fax : 05 61 41 79 89
(de l'étranger) + 33 5 61 40 57 36 – Fax : + 33 5 61 41 79 89
www.cepadues.com
Courriel : cepadues@cepadues.com

CHEZ LE MÊME ÉDITEUR

Leçons de pilotage – Maniabilité du PPL	Attias J., Dartaguette G.
Apprendre à piloter les ULM multiaxe et les avions légers	Attias J., Dartaguette G.
Météorologie – Montgolfière, carnet de vols	Beaudenon Th.
Prépa à l'Anglais du PNC – Flight Attendants' English (PNC)	Billange C., Milne A.
Météorologie du vol à voile	Bradbury T.
La Réglementation du pilote privé avion	Casanova D.
VFR – Flight Rules France	Casanova D.
Incidents et infractions expliqués au pilote privé	Casanova D.
Formation des PNC au secourisme pratique	Cattier A., Selliér C.
Avionique de la navigation aérienne	Combes M.
Guide de phraséologie du pilote VFR VFR (F-A)	Coulombe C.
Guía de fraseología del piloto VFR (Es-F-A)	Coulombe C.
La météo du pilote VFR – Savoir analyser et interpréter son dossier de vol	Fieque J.-P.
La météo du vol à voile et du vol libre expliquée au pilote	Fieque J.-P.
L'Autogire de la théorie à la pratique	Hoffmann V.
La sécurité du PPL – Méprises et maîtrise en aéronautique	Hovan F.
Le vol sans moteur	Kassera W.
Courchevel Airport	Kossa M.
Dictionnaire de l'aéronautique (F-An-All / D-F-E)	Kraft J.-H.
Dictionnaire technique de l'aéronautique (A-F / F-A)	Lambert R.
Propulseurs aéronautiques	Lepourry P., Cirici R.
A380 le défi	Marc Y.
La Légende des Guppy	Méchain D.
Cédérom PC la Maîtrise du PPL	Messud M.
Cédérom PC Briefings avant vol	Messud M.
Cédérom PC la Maîtrise de la radiotéléphonie Fr/En	Messud M.
Cédérom PC pratique de l'IFR – maîtrise du VFR	Messud M.
Cédérom PC Radionavigation Unlimited	Messud M.
Cédérom PC Altimétrie	Messud M.
Cédérom PC Les points clés du PPL et du BB	Mouger F.
La radionavigation et l'IFR	Mouger F.
Le computer expliqué au pilote privé	Nicolas J.
Initiation au pilotage	Nicolas J.
Fais-moi piloter l'hydravion	Nicolas J.
Dessine-moi un avion – Premiers vols	Nicolas J., Ziegelbaum P.
Apprends-moi l'avion - Perfectionnement, cours théoriques	Nicolas J., Ziegelbaum P.
Enseigne-moi la navigation	Nicolas J., Ziegelbaum P.
Devenir PNC – Le métier de PNC expliqué aux candidates hôtesses de l'air et aux futurs stewards	Plangor A.
La théorie du CSS	Plangor A.
DicoVol – Aviation légère, vol à voile et voltige aérienne Fr/En/De	Plays A.
L'Anglais du PNC	Plays A.
El inglés del TCP	Plays A.
Performance humaine et ses limites	Pratt J.
Le voyage aéronautique	du Puy de Goyne Th.
La Radionavigation, une aide au vol VFR	du Puy de Goyne Th.
Le précis du pilote ULM et avion léger	du Puy de Goyne Th., Plays Y., Barcouda P.
Le GPS – Marine, Aviation, Randonnées	du Puy de Goyne Th.
Technique d'utilisation de l'hélicoptère – « T.U. Hélico »	du Puy de Goyne Th., Koska M.
Initiation à l'aéronautique	du Puy de Goyne Th., Plays Y., Lepourry P., Besse J.
Instruments des bord	du Puy de Goyne Th., Roumens A., Lepourry P.
Théorie élémentaire de l'hélicoptère – Initiation par l'image	Raletz R.
Initiation à la radiotéléphonie en anglais (avec cd MP3)	Rengade Y.
Manuel d'anglais du pilote privé, Tome I (avec 6 audio cds)	Rengade Y., Molac J.
Manuel d'anglais du pilote privé, Tome II	Rengade Y., Molac J.
Cellule et circuits associés	Ripoll J.-C.
Aviateurs – Petites chroniques des nuages	Roy G., Vincent
Comme l'oiseau – Les ailes de l'Ultra Léger Motorisé	Sicaud J.-L., Nicolas J.
Guide de l'instructeur vol à voile	SEFA/CNVV
Guide pratique du pilote remorqueur	SEFA/CNVV
Pilotage des montgolfières	Deramecourt A. -FFA
Bases d'électricité avion – Protection contre les incendies	Valentin M.
Guide des épreuves pratiques de secourisme aéronautique (CSS)	Collectif
Manuel du pilote d'avion	Collectif
Manuel du pilote – Vol à voile	Collectif
Manuel du pilote – ULM	Collectif

Sources © Institut du Transport Aérien – Paris

© CEPAD 2008

ISBN : 978.2.85428.778.3



Le code de la propriété intellectuelle du 1^{er} juillet 1992 interdit expressément la photocopie à usage collectif sans autorisation des ayants-droit. Or, cette pratique en se généralisant provoquerait une baisse brutale des achats de livres, au point que la possibilité même pour les auteurs de créer des œuvres nouvelles et de les faire éditer correctement est aujourd'hui menacée.

Nous rappelons donc que toute reproduction, partielle ou totale, du présent ouvrage est interdite sans autorisation de l'Éditeur ou du Centre français d'exploitation du droit de copie (CFC – 3, rue d'Hautefeuille – 75006 Paris).

Remerciements

Nous tenons à remercier tous ceux qui ont permis la publication de ces trois tomes,
et particulièrement Monsieur Bruno Debiesse.

L'éditeur

SOMMAIRE

Chapitre V : MÉCANIQUE DU VOL LONGITUDINALE

V.1. Rappels de mécanique rationnelle	9
■ <i>Forces et moments</i>	9
■ <i>Réduction d'un système de forces et de moments</i>	14
V.2. Qu'est-ce qu'un projectile balistique ?	19
V.3. Conditions d'équilibre longitudinal d'un avion	22
V.4. Introduction de la notion de foyer	23
■ <i>La maquette trouée</i>	23
■ <i>Expérience de mise en évidence des moments</i>	25
■ <i>Mise en évidence du foyer et détermination de son emplacement</i>	30
■ <i>Propriétés de l'axe central</i>	32
V.5. Applications pratiques	34
■ <i>Stabilité de l'équilibre</i>	34
■ <i>Libération de la maquette en rotation</i>	35
■ <i>Etude d'un braquage de gouverne de profondeur</i>	36
■ <i>Étude de la position longitudinale de l'axe</i>	40
V.6. L'avion en vol	42
■ <i>Passage de la maquette à l'avion</i>	42
■ <i>Contraintes techniques d'un vol en palier</i>	42
■ <i>Foyer manche bloqué et foyer manche libre</i>	47
V.7. Applications de la notion de foyer	50
■ <i>Marge statique</i>	50
■ <i>Exemple du Beech 200</i>	53
■ <i>Centrage</i>	58
V.8. Stabilité en incidence , stabilité en vitesse	61
■ <i>Stabilité statique longitudinale</i>	61
■ <i>La phugoidie</i>	66

V.9. Oscillation d'incidence et action de la gouverne de profondeur	72
■ <i>Mouvement transitoire résultant d'un écart de gouverne</i>	72
■ <i>Modèle mathématique simplifié de l'oscillation d'incidence</i>	78
■ <i>Conséquences sur le pilotage</i>	93
■ <i>Évolution possible de la gouverne de profondeur</i>	95
 <i>Chapitre VI : MÉCANIQUE DU VOL LATÉRALE</i>	
VI.1. La maîtrise du dérapage	100
■ <i>La stabilité de route et la spirale</i>	101
■ <i>L'effet dièdre</i>	106
■ <i>Effet du dièdre sur la spirale</i>	109
VI.2. Le mouvement propre en roulis	111
VI.3. L'oscillation latérale	117
VI.4. Actions primaires et secondaires des gouvernes latérales	123
■ <i>Gouverne de roulis</i>	123
■ <i>Gouverne de lacet, ou de direction</i>	131
■ <i>Conclusions de l'étude de l'action séparée des gouvernes latérales</i>	137
■ <i>Effet d'un échelon de gouverne de lacet</i>	137
■ <i>Vol dérapé stabilisé</i>	138
■ <i>Conclusions concernant le dérapé stabilisé</i>	144
■ <i>Référentiels utilisés</i>	145
■ <i>Le virage stabilisé horizontal en axes liés à la masse d'air</i>	145
■ <i>Le virage en axes liés à la Terre</i>	150
■ <i>Le virage en axes liés à la structure</i>	151
■ <i>Conclusions concernant le virage</i>	166
VI.7. Modèle mathématique simplifié des mouvements latéraux	166
■ <i>Domaine de validité</i>	166
■ <i>Écriture du modèle</i>	167
■ <i>Résolution des équations</i>	172

VI.8. Le coupleage par inertie	189
■ <i>Rappels d'une propriété du gyroscope</i>	190
■ <i>Le couplage par inertie sur un exemple</i>	191
■ <i>Mise en garde</i>	194
■ <i>La polaire de Lilienthal</i>	195
■ <i>Description de la vrille</i>	198
■ <i>Mise en vrille et sortie de vrille</i>	204

ANNEXES

ANNEXE I : VIRAGE STABILISÉ EN PALIER AVEC VENT CONSTANT	211
ANNEXE II : CALCUL DES RÉPONSES DU MIRAGE III ET DE LA CARAVELLE	219
ANNEXE III : ANALYSE D'UNE CONCLUSION ERRONÉE	225

Chapitre V

MÉCANIQUE DU VOL LONGITUDINALE

Ce chapitre a pour objectif d'expliquer l'équilibre longitudinal de l'avion en vol, le mode d'action de la gouverne de profondeur et les conséquences sur le pilotage longitudinal de l'avion.

V.1. Rappels de mécanique rationnelle

■ **Forces et moments**

Un objet peut être soumis, à un instant donné, à de nombreuses **forces** et à de nombreux **moments**. C'est le cas d'un avion en vol.

Schématiquement, une force est une cause de nature à modifier la vitesse d'un objet. Modifier la vitesse peut signifier lui communiquer une vitesse si cette dernière était initialement nulle, ou bien en faire varier soit la valeur, soit la direction, soit les deux à la fois.

Nous supposerons connues les règles de composition de plusieurs forces de directions et d'intensités quelconques.

On peut modéliser une force de façon imparfaite en la représentant sous forme d'un **vecteur**, qui dans le cas de notre géométrie ordinaire à trois dimensions peut être matérialisé par une « flèche ».

Une force peut être représentée par un vecteur...

Une flèche comporte une droite support, une origine (le point opposé à la « pointe »), une direction, qui va de l'origine vers la pointe et une intensité qui, moyennant une correspondance convenable, peut être quantifiée par la longueur de la flèche.

**... ou plus
précisément par un
« vecteur glissant »**

Insistons sur le fait qu'une force n'est pas un vecteur, mais qu'un vecteur peut représenter une force. Il est possible d'appeler origine le point d'application de la force, mais apparaît une conséquence fâcheuse de cette représentation imparfaite : l'effet de la force est indépendant de son point d'application, tant que celui-ci reste sur la droite support de la force.

En somme, on peut toujours appliquer une force par l'intermédiaire d'un câble relié à l'objet et tendu suivant la droite support ou, vers l'avant, par une tige prolongeant exactement le vecteur.

Il est donc préférable de considérer que la force peut être modélisée par ce que les mathématiciens appellent un « vecteur glissant ». En somme une droite support, une direction sur cette droite et une intensité définissent complètement une force.

En revanche, l'action d'une force sur un objet dépend de la position relative de l'objet et de la droite support du vecteur glissant. Par exemple, la mise en mouvement d'un objet par l'action d'une force n'est pas la même suivant que la droite support de la force passe ou ne passe pas par le centre de gravité de l'objet.

Cela nous amène à la notion de moment.

Un moment peut être défini comme toute cause tendant à communiquer à un objet une vitesse de rotation ou bien à modifier celle-ci.

un moment peut lui aussi, dans certains cas, être représenté par un vecteur

Sa représentation est moins évidente. On peut utiliser un outil mathématique appelé « produit vectoriel », valable dans notre géométrie ordinaire à trois dimensions, pour en faire une modélisation imparfaite.

Cette représentation est imparfaite car elle évoque le moment d'une force en un point, ce qui peut être source de confusion.

Le moment M d'une force F en un point O : peut être représenté par un vecteur.

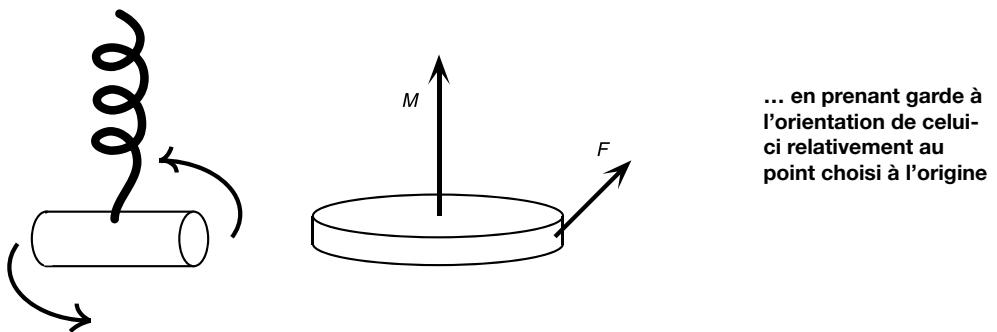
La droite support de ce dernier vecteur est perpendiculaire au plan défini par la droite support de F et par le point O . Dans le cas où la droite support de F passe par O , le moment est nul puisqu'alors le plan n'est pas défini.

Par convention, la flèche qui représente un moment a un sens tel qu'un observateur traversé par cette flèche des pieds vers la tête voit l'extrémité (la pointe) de la force F à gauche de son origine.

On peut aussi voir que l'orientation de la flèche serait celle du déplacement d'un tire-bouchon que l'on tournerait dans le sens de l'action de la force.

Le module du vecteur est proportionnel à l'intensité du moment. Cette intensité a pour valeur le produit du module de la force par la distance du point O à la droite support de la force F .

Le vecteur représentant le moment peut « glisser » sur sa droite support, qui passe par O .



Cette manière de présenter le moment peut conduire, sans précautions, à une grave erreur.

Bien que les moments, comme les forces, puissent être représentés par des vecteurs, la nature des moments n'est en rien comparable à celle des forces. En effet, on peut dire pour simplifier qu'un moment « est le produit d'une force par une longueur ». $M = F \cdot d$

L'homogénéité d'une force est décrite par le monôme MLT^2 tandis que celle d'un moment est décrite par le monôme ML^2T^2

Attention, l'homogénéité d'un moment et celle d'un travail sont les mêmes...

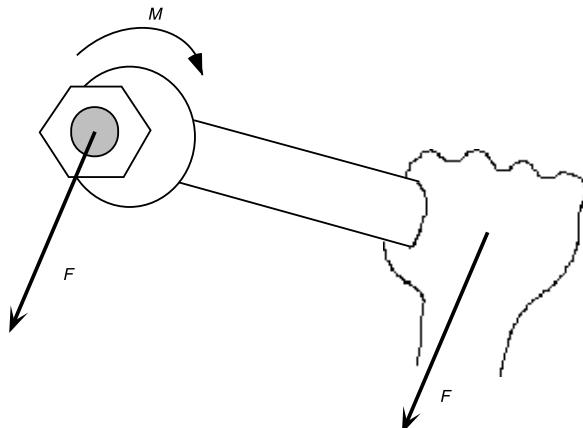
L'erreur grave à ne pas commettre est de considérer que « l'effet » de la force F au point O est le moment M . C'est incomplet.

La force F se manifeste en O par le moment M et par une force identique, en grandeur et en direction, à la force F mais glissant sur une droite parallèle au support de F et passant par O .

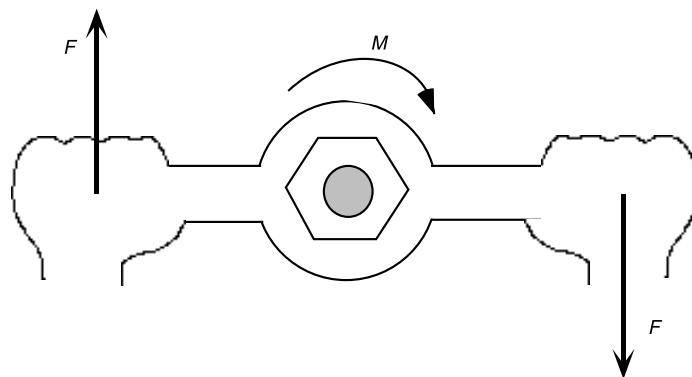
En résumé, la notion de moment que nous avons « bâtie » à partir de l'action d'une force en un point est essentiellement différente de la notion de force. Une confusion supplémentaire provient du fait que ces deux « êtres » différents sont représentés tous les deux par des vecteurs glissants.

Par exemple, considérons le serrage d'un écrou par une simple clé ouverte de mécanicien. Lorsque ce mécanicien serre l'écrou, l'action qu'il exerce au niveau de l'écrou se compose d'un moment d'intensité égale à la force exercée par la main multiplié par la longueur de la clé et d'une force égale à la force exercée par la main.

l'effet d'une force en un point n'appartient pas à sa droite support est un moment et... une force !



Il est parfaitement possible d'imaginer un outil n'exerçant au niveau de l'écrou qu'un moment « pur ». Il suffit d'imaginer une clé à deux bras et de veiller à exercer des forces égales, en intensité bien sûr, sur les deux bras.



Il existe un cas, en technologie d'atelier de métallurgie, où il est impératif d'exercer un moment « pur » sur une pièce, sans la moindre force : c'est le cas du filetage d'un alésage, à l'aide d'un outil appelé le taraud. Si une force est exercée sur le taraud, alors le filetage n'est plus centré dans l'alésage. Pour manier le taraud, on utilise un outil appelé le « tourne à gauche », qui a la particularité principale de tourner à droite et qui n'est rien d'autre qu'une clé à deux bras.

Lorsque nous demanderons à nos lecteurs d'imaginer une action sous forme de moment pur, il leur suffira de se souvenir de cet exemple simple : la moins mauvaise matérialisation d'un moment reste l'action de deux forces parallèles, égales et opposées (bien qu'elle fasse appel à des forces) !

Cette représentation a d'ailleurs conduit à la notion de couple : un couple est un ensemble de deux forces, égales entre elles et de sens contraire.

Le moment pur est un phénomène physique parfaitement possible mais plutôt rare : l'action d'un moteur-couple bien construit s'en approche et l'on trouve un moment quasiment pur sur l'axe de sortie d'un turbopropulseur très bien équilibré.

■ **Réduction d'un système de forces et de moments**

Un objet peut être soumis, à un instant donné, à de nombreux couples et moments, c'est le cas d'un avion en vol.

Nous ne reviendrons pas sur la résultante générale de plusieurs forces et de plusieurs moments. Ce problème est traité dans de nombreux ouvrages.

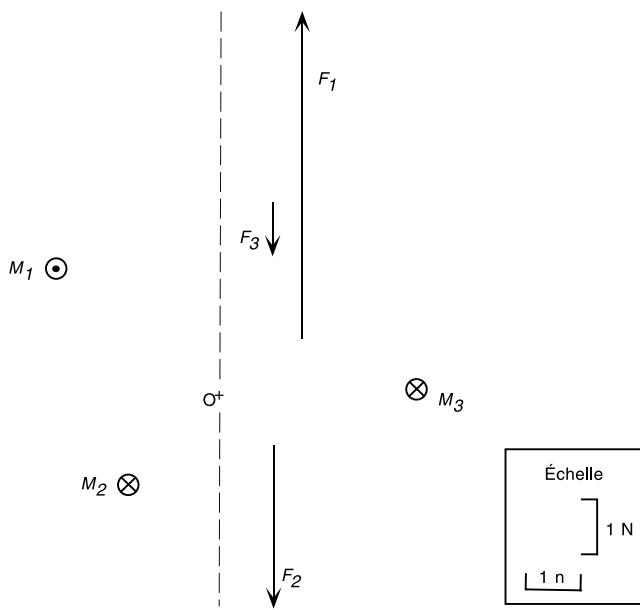
Nous n'allons traiter qu'un cas particulier, assez simple, mais très important pour la compréhension de la suite de ce chapitre.

Considérons un objet soumis à quelques forces ayant la particularité commune d'être coplanaires et verticales et à quelques moments dont les supports sont horizontaux et perpendiculaires au plan des forces. Les directions et donc aussi les signes peuvent être quelconques.

Nous appellerons cet ensemble un système de forces et de moments

Note : Les moments considérés ici sont des moments « purs » appliqués à l'objet et non les moments dus aux forces du système.

Essayons de représenter cette situation. Il est commode d'effectuer cette représentation en considérant le plan commun aux forces comme le plan de la feuille de papier : toutes les forces seront des vecteurs glissants définis par leur direction et leur intensité.



Malheureusement, les moments seront représentés par des vecteurs perpendiculaires à la feuille. Le sens peut être fixé assez facilement par la représentation « point-croix ». Le point pour le vecteur « vu de l'avant » et la croix pour le vecteur « vu de l'arrière ».

L'intensité devra, elle, être chiffrée à côté.

Analyse des phases de la réduction :

détermination de la résultante générale des forces :

$$F_1 = + 6 \text{ N} ; F_2 = - 3 \text{ N} ; F_3 = - 1 \text{ N} \text{ donc } R = + 2 \text{ N}$$

détermination du moment résultant :

$$M_1 = + 3 \text{ N.m} ; M_2 = - 2 \text{ N.m} ; M_3 = - 2 \text{ N.m}, \text{ donc } M = - 1 \text{ N.m}$$

détermination du moment « complémentarité » dépendant du point de réduction considéré :

$$M(F_1)/O = 9 \text{ N.m} ; M(F_2)/O = - 3 \text{ N.m} ; M(F_3)/O = - 1 \text{ N.m}$$

moment ramené = 5 N.m = Moment du système en O.

$$M_1 + M_2 + M_3 + \text{moment de toutes les forces}/O = -1 - 1 = -2 \text{ N.m.}$$

Finalement en O :

Résultante = + 2 N

Moment global = - 2 N.m.

La réduction de ce système est l'opération qui consiste à définir l'effet de la totalité des forces et des moments en un point quelconque du plan.

Pour l'effectuer, la première fois, il faut procéder à trois opérations successives :

- a) Reporter au point choisi toutes les forces du système et les ajouter, algébriquement bien sûr. Nous obtenons ce qui s'appelle la **résultante générale**.
- b) Reporter au point choisi tous les moments du système et les ajouter, toujours algébriquement. Nous obtenons bien sûr un moment dont l'axe est perpendiculaire au plan de la feuille.
- c) Calculer les moments au point choisi de toutes les forces du système et ajouter tous ces moments obtenus au moment résultant de l'opération précédente.

Il reste finalement au point choisi une force verticale, qui est la résultante générale et un moment d'axe horizontal et perpendiculaire au plan des forces.

Supposons maintenant que nous choisissons un autre point du plan pour effectuer cette réduction.

Nous pourrions naturellement tout recommencer. Mais si le travail a été effectué une fois, il devient plus facile la deuxième fois.

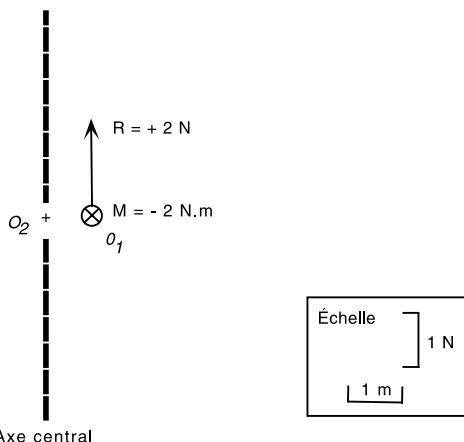
Pour le nouveau point il suffit d'effectuer les trois opérations suivantes :

Appliquer au nouveau point une force égale à la résultante générale.

Lui appliquer un moment égal au moment trouvé précédemment.

Lui ajouter le moment au nouveau point de la résultante générale passant par l'ancien point.

Une conséquence importante apparaît alors :



Considérons l'emplacement du second point choisi, O_2 , par rapport à la droite supportant le vecteur glissant représentant la résultante générale au premier point calculé, O_1 .

Si O_2 est à droite de cette droite support, la résultante générale étant dirigée vers le haut, la troisième opération va imposer d'ajouter un moment négatif et d'intensité d'autant plus grande que O_2 sera éloigné de la droite support de la résultante générale.

Si O_2 est à gauche de cette droite, le signe du moment à ajouter à la troisième opération sera positif et l'intensité toujours proportionnelle à la distance de O_2 à la droite support.

Nous pouvons donc toujours « fabriquer », par un choix convenable de O_2 un moment égal et opposé au moment que nous avions trouvé en O_1 lors de la première réduction.

Sur une droite particulière, convenablement choisie, un système de forces et de moments peut être réduit en une unique force, c'est l'axe central du système

Nous voyons qu'il est possible de trouver un « lieu » de points O_2 , sur une droite parallèle à la droite support, du côté convenable et à la distance convenable de O_1 qui soit tel que la troisième opération annule le moment global du système en tous ses points.

Le long de cette droite, verticale dans le cas qui nous occupe, la réduction du système donnera uniquement une force, le moment y sera nul en tout point.

Cette droite particulière sera **l'axe central** du système de forces et de moments considérés.

Nous voyons que l'existence de l'axe central est lié au fait que la résultante générale n'est pas nulle.

Et si elle est nulle ?

D'après la règle de la réduction, un système qui se réduit en un point à un moment (pur) se réduit en tout point à un moment constant.

En conclusion, lorsqu'un système de forces verticales coplanaires et de moments horizontaux perpendiculaires à ce plan agit sur un objet, il existe un « axe central », vertical, où l'action du système se réduit à une force unique.

Lorsque que la résultante générale d'un système est nulle, le système se réduit à un moment et il est inutile de préciser son point d'application. Un moment, sans résultante générale, peut être appliqué en n'importe quel point d'un objet, l'effet sera identique.

Nous savons (voir Tome I), qu'une augmentation d'incidence sur un avion, provoque à la fois une augmentation de la portance et une augmentation du moment piqueur, toutes deux sensiblement proportionnelles à la variation de l'incidence. Ces deux effets constituent un système de forces et de moments.

Nous pouvons alors concevoir qu'il puisse exister un point de l'avion où le moment dû à l'augmentation de portance, moment dépendant bien sûr du point considéré, soit sensiblement égal et opposé à l'augmentation du moment piqueur, indépendante du point considéré. Ce point est sur l'axe central du système.

Nous verrons que ce point est le foyer de l'avion, intersection de l'axe central du système et de l'axe longitudinal de la structure.

V.2. Qu'est-ce qu'un projectile balistique ?

Lors de l'invention de l'arme à feu, les premiers projectiles tirés étaient sensiblement sphériques. Ils portaient les noms évocateurs et terrifiants de balles ou de boulets. Au cours de l'histoire de l'armement, des cerveaux inventifs ont dû certainement imaginer que des projectiles allongés, pointus à l'avant, en somme « aérodynamiques », pourraient porter plus loin. De tels projectiles n'ont finalement été tirés que lorsque les progrès de la métallurgie ont permis de forer des canons munis de rayures hélicoïdales.

Pourquoi ?

Pour un projectile sphérique, la résultante des forces de traînée passe inévitablement par le centre de la sphère et du fait de l'homogénéité, le centre de gravité s'y trouve également. Les forces aérodynamiques et le poids du projectile ne peuvent donc donner le moindre moment en ce point.

Mais que se passe-t-il lors du tir d'un objet allongé ? À la sortie de la bouche à feu, ce projectile rentre dans le domaine de la balistique... Cela signifie qu'il commence une chute.

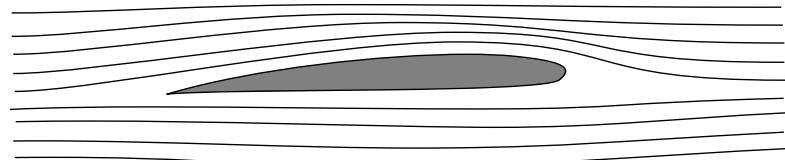
Sa trajectoire s'infléchit vers le bas, d'où apparition d'une incidence.



Or une incidence crée de la portance, certes très faible compte tenu de la mauvaise qualité de ce profil, mais dans l'exemple considéré, la vitesse et a fortiori son carré sont très importants.

Rappelons nous à cet égard de la formule de la portance, étudiée dans le tome I :

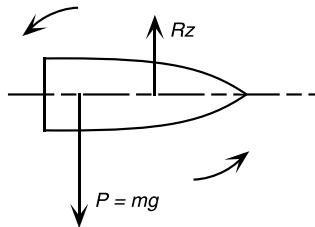
$$F = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_z$$



Les zones où se resserrent les tubes de courant sur l'extrados et où ils s'élargissent sous l'intrados, sont toutes deux situées aux environs du quart avant de la corde moyenne. Ce qui laisse supposer que l'axe central des forces de portance doit se situer vraisemblablement dans cette zone.

Cependant, le centre de gravité d'un projectile homogène pointu se situe en arrière du milieu de cette corde moyenne, plus près du culot que de la pointe.

L'ensemble des forces aérodynamiques et massiques aurait donc créé un couple cabreur : la pointe du projectile se relève sur la trajectoire et ce dernier se met finalement en travers, ce qui n'assure même pas une portée comparable au projectile sphérique.



**Pour l'ensemble
des objets
aérodynamiques...**

Sans précautions spéciales, l'objet aérodynamique à répartition de masse homogène est instable lors d'un déplacement atmosphérique selon son axe.

La stabilisation gyroscopique qu'apporte la rotation causée par le passage dans les rayures du canon suffit à maintenir la pointe en avant, pendant la durée du tir. La précession due au moment que nous venons de décrire se traduit par une rotation lente du projectile autour d'un axe vertical, mais l'impact se produit avant que cet écart latéral ne soit notable.

De plus, la portance, même faible, résultant du fait que la pointe se situe au dessus de la trajectoire contribue à une légère augmentation de la portée.

Remarque 1 :

Lorsque des chasseurs veulent tirer une balle dans un fusil à canon lisse, ils collent la bourre d'étanchéité à l'arrière de la balle. Au point de vue aérodynamique, on peut dire que la « surface mouillée » du projectile est plus longue : elle comprend la balle et la bourre. Mais le centre de gravité d'un ensemble comprenant une balle en plomb et une bourre en mousse se situe évidemment dans le plomb, donc à l'avant de l'ensemble et en particulier en avant des 25 % où se situe approximativement l'axe central des forces

**... le centre de gravité
doit être en avant
de l'axe central des
Forces Aéro résultant
d'une variation
d'incidence**

aérodynamiques verticales : la pointe a donc tendance à ne pas s'écartez de la trajectoire et le projectile reste pointe en avant jusqu'à l'impact.

Remarque 2 :

Toutes les peuplades primitives tirant des flèches avec des arcs connaissent ce phénomène. Elles alourdisent la pointe de la flèche avec de la pierre ou du métal (ce qui en plus en facilite la pénétration dans l'objectif) et elles font reculer l'axe central des forces aérodynamiques verticales en munissant le projectile d'objets larges et légers ne pouvant faire reculer le centre de gravité: des plumes. Ces peuplades connaissent donc la règle sacro-sainte de l'objet aérodynamique en déplacement dans l'atmosphère : l'axe central des forces aérodynamiques qui résultent d'une variation d'incidence doit être en arrière du centre de gravité.

Les enfants jouant au jeu de fléchettes, même actuellement, utilisent des projectiles à l'avant métallique et munis de plumes à l'arrière.

V.3. Conditions d'équilibre longitudinal d'un avion

Quelles sont les conditions indispensables au vol en palier d'un avion ?

- La portance doit exister.
- Le nez de l'avion doit rester vers l'avant de la trajectoire en présence de perturbations externes (rafales) et internes (commandes effectuées par le pilote) et ce, sans actions spécifiques de sa part.
- L'avion doit pouvoir voler lentement et vite, entre certaines limites bien sûr et conserver la possibilité de voler en palier.
- L'avion doit pouvoir s'alléger, par exemple en consommant du carburant et conserver la possibilité de rester en palier.
- Les passagers doivent pouvoir, au moins partiellement, se déplacer dans l'avion sans qu'il devienne impossible de rester en palier.

Nous allons montrer qu'un avion autorisé en exploitation, donc déjà construit et utilisé en conformité avec les règlements en vigueur, satisfait à ces conditions et comment il y parvient.

V.4. Introduction de la notion de foyer

La notion de foyer présente en elle-même une certaine complexité pour ceux qui l'abordent pour la première fois. S'il était possible de contourner cette difficulté, par exemple en introduisant un « centre de poussée », sans commettre de graves erreurs, les concepteurs d'avions et les professionnels de la mécanique du vol ne s'en seraient pas privés. Comme ce n'est malheureusement pas possible, nous ne le ferons pas.

■ ***La maquette trouée***

En palier stabilisé, la seule force massique agissant sur l'avion est son poids, qui s'applique au centre de gravité.

Si la composante verticale des forces aérodynamiques (qui, dans le cas du palier, n'est autre que la portance) n'y passe pas, il n'y a pas de palier possible.

Comment la portance peut-elle passer en permanence par le centre de gravité ?

Pour répondre à cette question, nous allons étudier la portance indépendamment du poids, c'est-à-dire les effets aérodynamiques sans nous occuper des forces massiques.

Nous ferons finalement la synthèse, en « chargeant » l'avion.

imaginons un avion soumis uniquement à des forces aérodynamiques

Pour se débarrasser provisoirement du poids, nous allons imaginer un objet ayant exactement la forme extérieure de l'avion, donc subissant exactement les mêmes actions aérodynamiques que celui-ci, mais sans poids, ou ayant

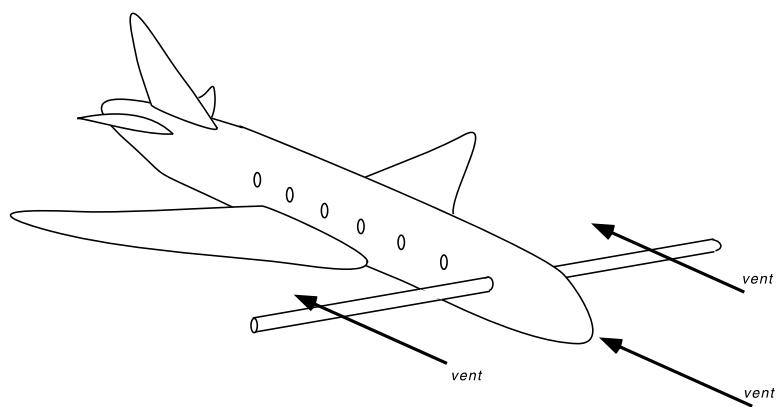
un poids négligeable par rapport aux forces aérodynamiques, découlant du flux d'air, par exemple en utilisant une maquette en mousse très légère.

À cet objet nous ajoutons une série de tubes transversaux, alignés sur le plan horizontal médian du fuselage, parallèles à l'envergure et permettant la fixation d'un axe rigide, lié à la structure de notre maquette, permettant de l'immobiliser dans le courant d'air mais permettant également de donner à la maquette un angle d'assiette quelconque et de la maintenir sur cet angle.

et fixé par un axe transversal dans une soufflerie

L'axe est supporté, extérieurement à la maquette, par deux tourillons montés sur un bâti. Il est solidaire de la maquette.

Nous supposerons l'axe suffisamment mince pour ne pas perturber l'écoulement aérodynamique autour de l'objet



Les tourillons extérieurs supportant l'axe sont munis d'un dispositif permettant deux mesures :

La mesure de la force verticale exercée par la maquette sur ces tourillons, donc la portance de cette maquette.

La mesure du moment permettant de la maintenir à une assiette désirée. Ce moment est exercé de façon continue, par un petit moteur électrique de type moteur couple, par exemple.

on mesure en temps réel les forces et moments appliqués à cet avion

Un détail très important : cette maquette est censée représenter exactement un avion existant. Cet avion dispose donc d'une gouverne de profondeur orientable. Il en est donc de même pour la maquette.

Enfin, nous plaçons notre maquette dans une soufflerie supposée parfaite. En supposant, bien sûr, qu'une telle soufflerie existe car l'accélération complémentaire de Coriolis interdit, en toute rigueur, son existence...

■ **Expérience de mise en évidence des moments**

Initialement, nous bloquons la gouverne de profondeur en position neutre, c'est-à-dire dans le prolongement du profil de l'empennage horizontal fixe.

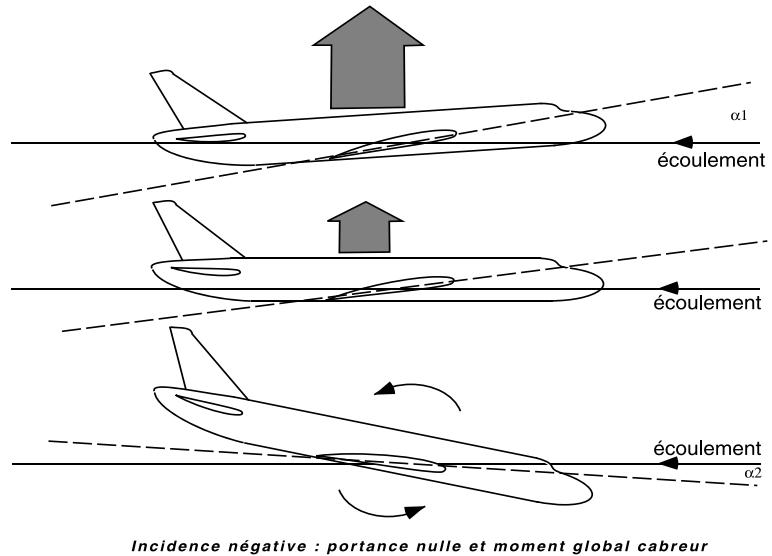
Nous emmanchons l'axe aux environs du bord d'attaque de l'aile de l'avion. Nous solidarisons cet axe à la maquette.

Puis, en imposant par l'intermédiaire de l'axe une rotation à la maquette, à cabrer ou à piquer, nous cherchons un angle donnant au niveau des tourillons une mesure de portance nulle. C'est la portance totale de la maquette qui est alors nulle et non la portance de l'aile seule.

lorsque la résultante aérodynamique de l'avion est nulle...

Nous mesurons alors le moment nécessaire au maintien de cette portance nulle : il est bien évidemment égal et opposé au moment exercé par la maquette sur cet axe.

Nous constatons alors que la maquette se trouve assez sérieusement en piqué, de l'ordre de 5° à 7°.



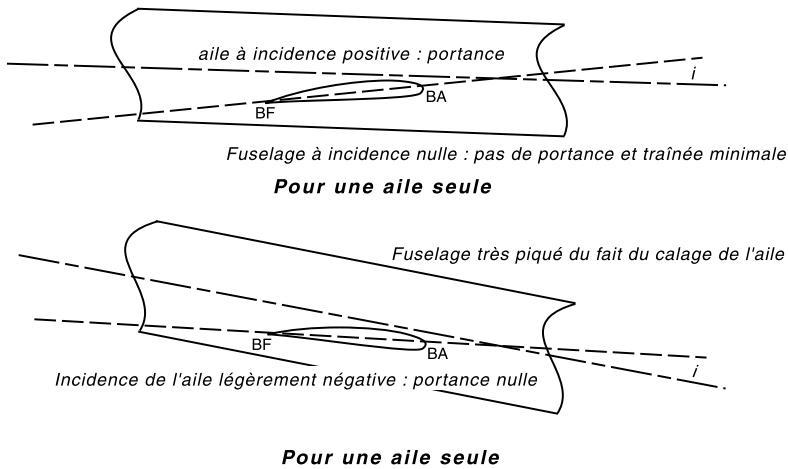
Cette assiette à piquer résulte de deux causes qui s'ajoutent.

L'aile est calée par rapport au fuselage de quelques degrés, un ordre de grandeur étant de 3° à 5° . Ceci pour obtenir un fuselage sensiblement horizontal en vol en palier, c'est-à-dire une incidence fuselage très faible. L'incidence fuselage donnerait peu de portance et beaucoup de traînée et le rendement global du véhicule aérien passe par une incidence fuselage nulle lorsque l'aile vole à l'incidence de croisière. Pour placer l'aile à une incidence donnant une portance faible, il faut donc faire piquer le fuselage d'un angle sensiblement égal à cet angle de calage.

... le fuselage est légèrement piqué...

Pour un profil dissymétrique classique, la corde de portance nulle n'est pas la droite joignant le bord d'attaque au bord de fuite. Pour obtenir la portance nulle, la droite bord d'attaque bord de fuite doit être légèrement piquée.

Note : Le schéma suivant représente une aile seule, afin de bien faire comprendre le phénomène de piqué du fuselage à portance nulle. Il est toutefois très important de bien se rappeler que notre démonstration porte sur l'avion complet. Par conséquent, l'aile et l'empennage ne doivent pas être considérés séparément.



Ces deux angles s'ajoutent. De plus l'incidence, en mécanique du vol doit être considérée par rapport à un axe lié au fuselage. Nous ne parlerons que rarement de l'aile seule et nous préciserons alors systématiquement « incidence de l'aile seule » en prenant comme référence la ligne joignant BA et BF (bord d'attaque et bord de fuite).

Cela dit, l'empennage horizontal est à cet instant en incidence négative et sa portance est alors dirigée vers le bas, ce qui impose à l'aile une incidence très légèrement supérieure à l'incidence de portance nulle de son propre profil. La surface de l'empennage est néanmoins faible devant celle de l'aile et cet effet est peu important.

Dans la situation présentée, nous pouvons donc considérer approximativement que l'aile supporte ce que l'empennage pousse vers le bas.

C'est la portance de la maquette entière qui doit être nulle et c'est bien ce qui est mesuré aux tourbillons.

Dans ces conditions, le moment nécessaire au maintien de la maquette est l'opposé du moment à portance nulle M_0 , de l'avion complet.

... et un moment est nécessaire pour maintenir la maquette en position

Nous devons donc appliquer par l'intermédiaire de l'axe un moment opposé : $- M_0$.

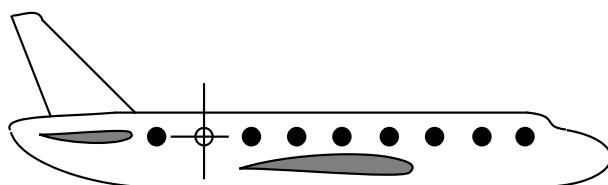
Nous avons vu que lorsqu'un moment (pur) agit sur un objet, son effet est identique quel que soit le point où il s'applique sur cet objet.

Il en résulte que si l'on emmanche l'axe dans n'importe lequel des trous transversaux et que l'on recommence la recherche de portance globale nulle, l'équilibre sera obtenu avec une valeur identique du moment de maintien au niveau des tourillons.

Un axe passant au voisinage de la queue de l'avion permettrait de maintenir la portance nulle avec un moment appliqué de même valeur : $- M_0$.

le point d'application de ce moment ne dépend pas du point du fuselage choisi pour fixer l'axe de maintien

Ceci ne préjuge pourtant en rien de la stabilité de cet équilibre.

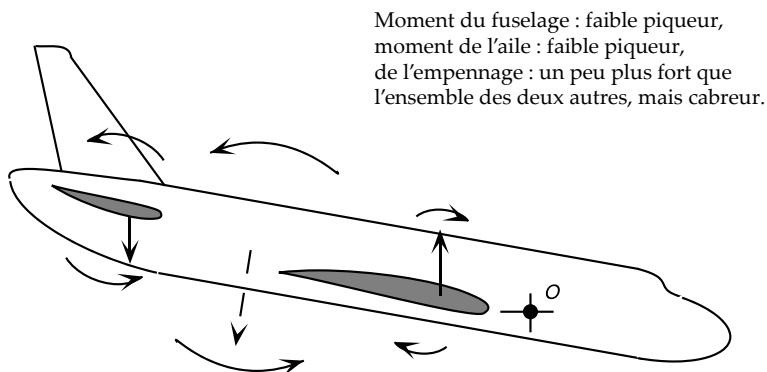


Le moment M_0 mesuré sera généralement de faible valeur. Il correspond, rappelons-le, à la maquette complète, mais nous allons exceptionnellement le disséquer. Par la suite nous ne considérerons que l'avion complet, sans analyse séparée de l'influence de chacun de ses constituants.

Ce moment n'est, en principe, pas disséquable car il ne résulte pas des moments séparés de l'aile, de l'empennage et du fuselage : les interactions aérodynamiques sont très importantes.

... et peut être analysé comme résultant de trois moments principaux

Mais on peut supposer qu'il provient de trois moments principaux :



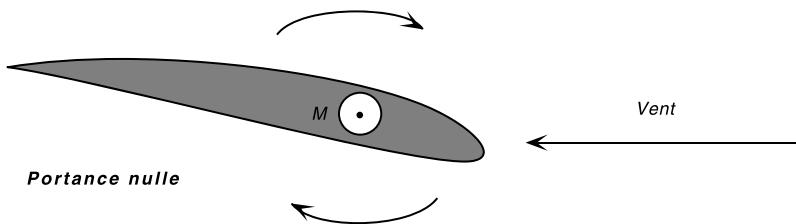
Moment du fuselage : faible piqueur,
moment de l'aile : faible piqueur,
de l'empennage : un peu plus fort que
l'ensemble des deux autres, mais cabreur.

Le moment du fuselage, faible (un corps aérodynamique seul est instable et produit donc un moment s'il est soumis à des forces aérodynamiques).

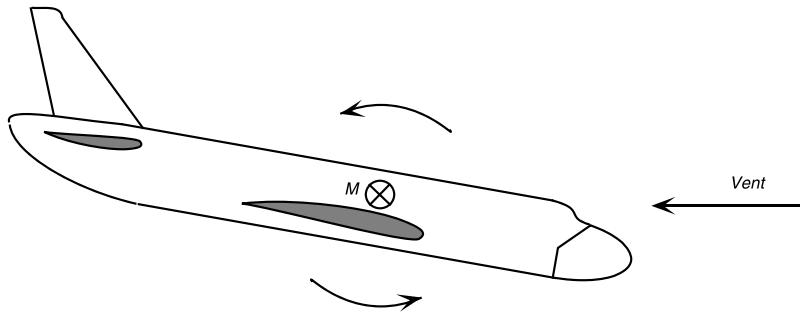
Le moment à cabrer, dû à l'attaque de l'empennage « par le haut » dans le cas considéré et avec une déflexion très faible, car l'aile porte peu. Ce moment est assez important.

Le moment à portance positive réduite de la voilure, cette portance positive réduite devant compenser la portance négative de l'empennage. Ce moment est à piquer et de faible valeur.

En effet, le moment à portance nulle d'un bon profil est en général négatif (à piquer), à cause de la dissymétrie entre l'extrados et l'intrados. Le moment à portance légèrement positive est quant à lui un peu plus négatif.



Pour presque tous les avions, le moment global à la portance nulle (gouverne au voisinage du neutre) est sensiblement cabreur, donc positif. Nous verrons plus loin que ce braquage de gouverne correspond sensiblement au braquage de croisière.



■ *Mise en évidence du foyer et détermination de son emplacement*

À la portance nulle, donc en mesurant une force verticale nulle sur les tourillons, le moment de fixation de la maquette est indépendant de la position de l'axe : il est le même, que l'axe soit emmarché dans le nez ou dans la queue de la maquette.

par mesure des variations de portance et de moment exercés sur l'avion

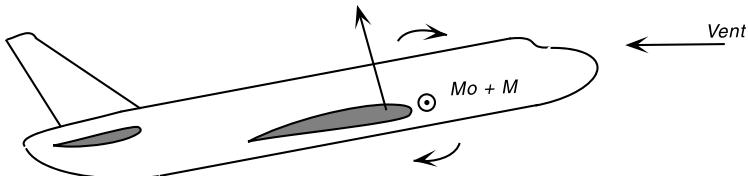
Il n'y a pas provisoirement de problème de stabilité, car nous tenons fermement la maquette par l'intermédiaire de l'axe. Emmanchons l'axe, vers le BA de l'aile. Positionnons la maquette à la portance nulle. Le moment de maintien que l'on doit appliquer à l'axe est évidemment opposé à M_0 .

Ecartons la maquette, d'un degré à cabrer par exemple et maintenons la en place par l'intermédiaire de l'axe.

Nous mesurons l'apparition d'une portance sur les tourillons, nous la notons.

Mesurons également le moment nécessaire pour conserver cette nouvelle position, puis déduisons par changement de signe le moment exercé par la maquette sur son axe de maintien.

À M_0 est venu s'ajouter algébriquement un moment piqueur.



Notons la valeur de ce moment additionnel face à la mesure de la portance notée précédemment et recommençons pour deux degrés. Notons à nouveau portance et variation du moment.

Puis ainsi de suite jusqu'aux prémisses du décrochage, qui se manifesteront par l'apparition d'une non-linéarité entre l'angle d'incidence et la portance.

Voici le résultat de cette expérience. Tant que l'on n'approche pas du décrochage :

La portance augmente comme l'angle d'incidence (rappelons que nous ne mesurons pas celle de l'aile, mais celle de l'avion complet).

La variation du moment (c'est-à-dire le moment additionnel), par rapport au moment initial M_0 , est proportionnelle à la portance globale de la maquette.

Que peut-on déduire de ce résultat ?

Au départ, la fixation de la maquette imposait un moment $-M_0$. La variation du moment de fixation par rapport au moment initial $-M_0$ est proportionnelle à l'augmentation de portance.

Voici le plus important :

nous pouvons déduire l'existence d'un axe central situé en arrière du BA

nous avons un « système » de forces et de moments qui se « réduisent » sur l'axe sous forme d'une force vers le haut et d'une variation de moment, à piquer, proportionnelle à cette force vers le haut.

Il existe donc bien vers l'arrière de cet axe, donc en arrière du bord d'attaque, un **axe central**, à une distance égale au rapport de l'accroissement des moments à l'accroissement correspondant de la force. Ce rapport est bien homogène à une longueur cela résulte des homogénéités respectives d'un moment et d'une force.

Lorsque la portance augmente, l'accroissement des moments est piqueur : cela ne peut être obtenu que par une position de l'axe central en arrière du bord d'attaque.

En règle générale, cet axe central se situe à une distance du BA égale à environ 35 à 40 % de la corde moyenne, mais peut s'en écarter pour des avions un peu spéciaux.

Le moment piqueur qui résulte d'une augmentation d'incidence provient du moment de réaction du tourbillon de Prandtl (étudié au tome 1) qui crée la portance. Il est donc proportionnel à l'intensité de ce tourbillon.

Remarque : M_0 doit être considéré comme « l'origine » de la variation des moments, puisque il est dû à la dissymétrie naturelle de l'objet. Les moments doivent donc être considérés par rapport à cette origine pour la détermination de l'axe central.

■ Propriétés de l'axe central

Emmanchons l'axe au niveau de cet axe central.

Au départ, la maquette exerce un moment M_0 sur cet axe.

LUDWIG PRANDTL
Savant allemand
(1875-1953)

Professeur, il se consacra essentiellement à la mécanique des fluides et la mécanique des solides. Il introduisit, en 1904, la notion de couche limite dans l'écoulement d'un fluide autour d'un obstacle et étudia le mécanisme des phénomènes de décollement. Il s'intéressa à l'influence de la compressibilité sur l'écoulement des gaz (1907) puis aux écoulements supersoniques. Plus tard, il énonça la loi de répartition des vitesses dans la couche limite turbulente et établit par ailleurs la théorie hydrodynamique de l'aile portante d'envergure infinie dans un fluide parfait (1919-1920).

Lorsque l'on augmente l'incidence, la portance de la maquette s'applique au niveau de l'axe central et donc la variation de moment est nulle, le moment exercé par la maquette sur l'axe reste égal à M_0 , moment initial.

En somme, pour maintenir la maquette à n'importe quelle incidence, entre des limites étroites bien sûr et quelle que soit la portance mesurée sur les tourillons, il suffit d'appliquer sur l'axe un moment constant – M_0' égal et opposé à celui exercé par la maquette sur cet axe.

La portance est apparue et surtout a varié, en s'appliquant en permanence au niveau de cet axe central. Au départ, à la portance nulle, – M_0 était nécessaire et il continue de l'être.

l'intersection de l'axe central avec l'axe longitudinal avion s'appelle le foyer

Cet axe central est donc l'axe d'application des variations de la portance lorsque l'incidence varie.

Cet axe central coupe l'axe du fuselage en un point appelé le **foyer** de l'avion complet. Ce foyer présente donc les deux particularités suivantes qui en donnent, chacune, une définition :

Le moment y est constant lors des variations d'incidence, donc de portance.

Il est le point d'application de la variation de portance due à une variation de l'incidence.

Ces deux définitions sont équivalentes, mais nous suggérons à nos lecteurs n'ayant pas encore acquis une familiarisation complète avec la mécanique du vol de retenir et de comprendre la signification de la seconde.

retenons que celui-ci est le point d'application des variations de portance dues à une variation d'incidence

V.5. Applications pratiques

■ Stabilité de l'équilibre

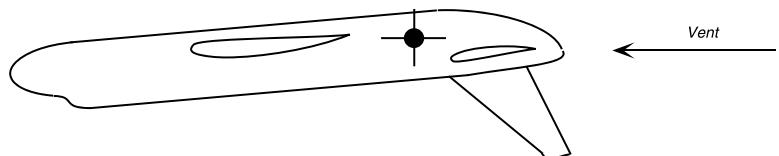
Si nous emmanchons l'axe en avant du foyer, un écart à cabrer par rapport à l'équilibre initial à portance nulle va se traduire par l'apparition d'une portance au foyer qui va donc donner un moment piqueur sur l'axe. Il aura tendance à ramener la maquette à la position initiale (sans modification de $-M_0$ et sans nouvelle augmentation d'incidence).

Il est intuitif que si l'axe est emmanché à l'avant du fuselage, il sera même difficile d'écartier la maquette de sa position initiale. Au moindre écart d'incidence, on notera un fort moment de « rappel » à cette position.

Il est aussi intuitif que si nous emmanchons l'axe dans un trou situé à l'arrière du fuselage, la maquette va se retourner empennage en avant dès la mise en vitesse !

on peut également trouver empiriquement la position du foyer...

... c'est le point où la maquette est en équilibre quelle que soit l'incidence, dans les limites du domaine de vol



Par continuité, il peut paraître normal qu'il existe une position particulière séparant les positions d'axe vers l'avant, où la maquette revient dans le lit du vent et les positions vers l'arrière où elle a tendance à se retourner. Si l'axe était emmanché exactement en ce point limite, la maquette resterait en équilibre pour toutes les incidences pratiquées en vol normal sous réserve du maintien du couple $-M_0$ appliqué par notre petit moteur.

Cette position particulière est le foyer, mais nous ne l'avons pas défini par ce procédé !

Remarque : La position longitudinale du foyer, lorsque les profils sont attaqués par leurs bords de fuite, est évidemment déplacée.

■ Libération de la maquette en rotation

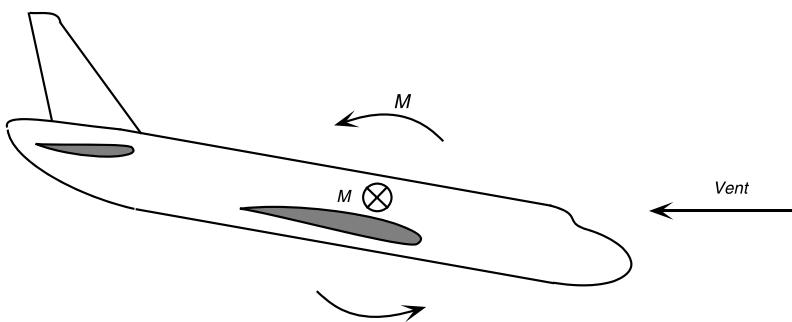
Dans tout ce qui précède, il va sans dire qu'une force horizontale opposée à la traînée de la maquette s'est exercée en permanence sur cette maquette par l'intermédiaire des tourillons.

Emmanchons maintenant l'axe un peu en avant de la position du foyer définie précédemment et appliquons le moment de maintien à la portance nulle – M_0 sur l'axe. La force verticale mesurée aux tourillons est alors nulle.

Libérons maintenant la maquette en rotation, en débrayant le moteur couple qui nous permettait d'appliquer le moment de maintien sur l'axe.

La maquette est alors libre en rotation

Dès cette libération, elle est soumise au couple faiblement cabreur M_0 . Elle part donc à cabrer, son incidence augmente.



Que se passe-t-il ensuite et quelle sera la position finale et les paramètres en cette position ?

Pour analyser le phénomène, il n'est absolument plus nécessaire de séparer les moments du fuselage, de l'empennage et des ailes : la théorie du foyer de l'avion va nous renseigner immédiatement.

Dès le départ à cabrer, une portance apparaît au niveau du foyer, donc en arrière de l'axe. Cette portance donne un moment piqueur croissant jusqu'à ce qu'il annule exactement le moment cabre M₀ initial.

La maquette est alors en équilibre des moments autour de l'axe. Elle est, répétons-le, libre en rotation.

Une portance est alors apparue, c'est la portance à moment nul au niveau de l'axe (pour un braquage de profondeur au neutre).

Résumons la position finale de cette expérience :

- moment nul, liberté de rotation sur l'axe,
- portance positive, compensée par une réaction des tourillons vers le bas,
- braquage de profondeur « neutre ».

Si la maquette représente valablement un avion, nous constatons également que le fuselage va se trouver sensiblement dans le lit du vent. Les spécialistes de la Mécanique du Vol auront reconnu que pour un avion bien conçu nous devons trouver la gouverne de profondeur dans le prolongement du plan fixe, donc au braquage neutre, en vol de croisière.

Notons soigneusement les conditions de l'équilibre obtenu.

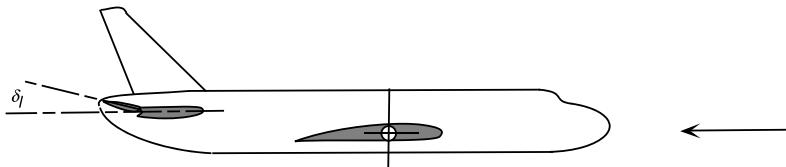
■ ***Etude d'un braquage de gouverne de profondeur***

À partir de cet équilibre, braquons d'un degré à cabrer (vers le haut) la gouverne de profondeur, puis bloquons-la en cette nouvelle position. La maquette est toujours libre en rotation.

Au début du braquage, lorsque la maquette n'a pas encore eu le temps de réagir, nous notons au niveau des tourillons (si notre capteur de force est rapide), une diminution de la portance : le braquage d'un degré à cabrer produit une force vers le bas, en un point situé à environ 25 % de la corde de cet empennage et cette force vers le bas peut être détectée sur les tourillons. Mais cette force vers le bas détruit l'équilibre en rotation de

la maquette autour de l'axe, car elle produit un moment cabreur important au niveau de cet axe.

un braquage de gouverne de profondeur provoque une modification de la portance et des moments exercés sur l'avion...



La maquette commence un mouvement à cabrer.

Quand s'arrête-t-il et quels sont les paramètres lors de l'arrêt ?

Pour les férus de mécanique du vol, négligeons provisoirement le mouvement transitoire et ne considérons que l'équilibre « asymptotique », obtenu en principe au bout d'un temps infini mais pratiquement en quelques secondes sur presque tous les avions du monde.

Dès le début de ce mouvement à cabrer, apparaissent des variations de pression sur le fuselage, sur l'empennage et sur les ailes.

Encore une fois, la théorie du foyer de l'avion complet va nous éviter d'avoir à disséquer ces actions.

Nous demandons à nos lecteurs un acte de foi, que nous sommes obligés par souci de rigueur de ne pas omettre, c'est d'admettre que le braquage de la profondeur n'a pas modifié la position du foyer que nous avions trouvé précédemment : cette position dépend essentiellement du coefficient de proportionnalité entre incidence et portance, des surfaces et positions relatives de l'aile et de l'empennage.

Dès l'augmentation d'incidence, apparaît au foyer de l'avion, donc en arrière de l'axe de rotation, une augmentation de portance de l'avion, indépendamment de sa gouverne de profondeur.

**... pour amener
celui-ci à une
nouvelle position
d'équilibre**

Cela découle bien de la définition du foyer.

Cette augmentation de portance provoque, au niveau de l'axe, un moment piqueur.

La maquette stoppe son mouvement lorsque ce moment piqueur s'oppose exactement au moment cabreur dû au braquage à cabrer de la profondeur.

La maquette est alors en équilibre des moments autour de son axe de rotation.

Qu'en est-il de la force verticale mesurée au niveau des tourillons ?

À partir de la portance qui existait avant le début de l'expérience, elle a varié d'une valeur égale à la somme de l'augmentation de portance s'exerçant au foyer de l'avion et de la force vers le bas s'exerçant au niveau du foyer de l'empennage horizontal.

De plus, au niveau de l'axe de rotation, le moment cabreur dû à la force vers le bas s'exerçant au niveau de l'empennage est exactement égal au moment piqueur dû à la variation de portance de tout l'avion et s'exerçant au foyer.

Remarque : la distance de l'empennage à l'axe est très grande, le bras de levier au droit de l'axe de la force d'empennage est donc énorme... tandis que le bras de levier au niveau de l'axe d'une force s'exerçant au foyer est tout petit...

À effet égal (équilibre de moments), l'empennage se contente donc d'une petite force, tandis que la force qui apparaît au niveau du foyer doit être beaucoup plus importante pour obtenir une même valeur absolue de moment.

L'augmentation de portance appliquée au foyer est beaucoup plus grande que la force vers le bas due uniquement à l'effet du braquage de la profondeur.

Le braquage à cabrer de la profondeur a fait apparaître au niveau de l'axe une augmentation importante de portance, tout en conservant l'équilibre des moments autour de l'axe.

**on constate
qu'un faible braquage
de la profondeur,
à cabrer,
suffit pour créer
une portance très
importante au niveau
du foyer**

En somme, le système se comporte comme un amplificateur de force. Si nous continuons l'expérience avec des braquages croissants de la gouverne de profondeur, nous constatons que, tant que l'on reste dans des limites raisonnables, il y a relation linéaire entre l'accroissement de la portance globale de la maquette et le braquage de la profondeur.

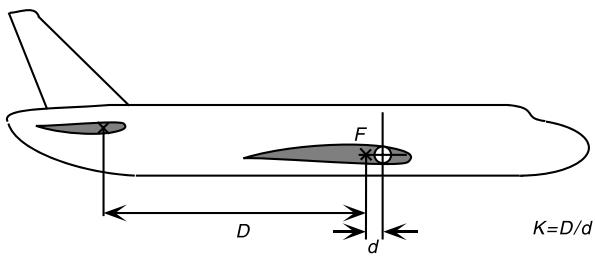
À braquage double de la profondeur, force vers le bas doublée au niveau de l'empennage, donc variation de force vers le haut doublée au niveau du foyer pour conserver l'opposition des moments.

Il est donc possible d'établir une correspondance portance-braquage de profondeur, qui est obtenue dans tous les cas avec un moment nul au niveau de l'axe.

Théorème :

Pour une position donnée de l'axe en avant du foyer, la gouverne de profondeur peut « moduler » la portance, tout en conservant la nullité du moment au niveau de cet axe.

Le coefficient de proportionnalité entre la force vers le bas due au braquage de profondeur et la variation de portance qui en résulte au niveau du foyer, est strictement le rapport de la distance séparant l'axe de rotation du foyer de la gouverne de profondeur à la distance séparant le foyer avion de cet axe de rotation.



Ce rapport est donc le coefficient d'amplification de notre amplificateur de force. Il est quelquefois appelé le **gain**.

la position relative du foyer et de l'axe est donc déterminante pour la stabilité de l'appareil

$$K = \frac{\text{bras de levier empennage / axe}}{\text{distance du foyer avion à l'axe}}$$

Les conséquences de ce rapport sont très importantes.

■ **Étude de la position longitudinale de l'axe**

Pour que l'équilibre stable soit possible, il faut impérativement que les moments au niveau de l'axe donnés par la force d'empennage et la force appliquée au foyer soient de signes opposés.

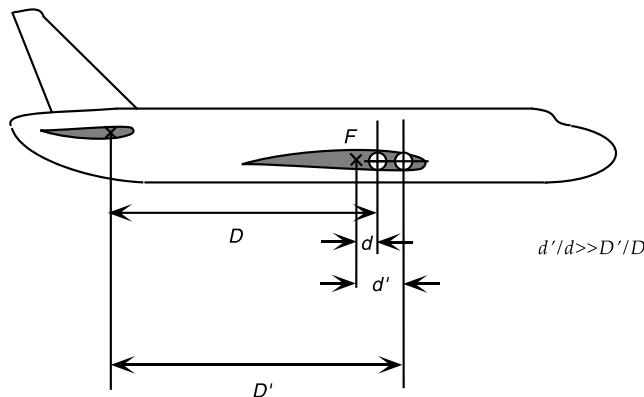
L'axe doit donc se trouver en avant du foyer.

S'il en est très rapproché, le dénominateur du rapport d'amplification est très petit et le gain devient énorme. Autrement dit, une force infime appliquée au niveau de l'empennage ne pourra être équilibrée, en moment au niveau de l'axe, que par une portance très grande que l'aile ne pourra peut-être même pas produire, le décrochage survenant avant que l'équilibre en rotation ne soit atteint. Décrochage... ou destruction de la voilure de la maquette !

S'il est trop en avant, le gain diminue et un braquage important de la gouverne de profondeur ne pourra donner qu'une variation faible de la portance au niveau du foyer : dès l'apparition de cette variation faible, le moment équilibrera celui de la gouverne.

Il y a donc un compromis à trouver entre ces deux positions extrêmes. La limite arrière de la position de l'axe correspond à une maniabilité excessive, au détriment de la stabilité, la limite avant à un excès de stabilité qui peut conduire à un pilotage très pénible !

Faisons remarquer à nos lecteurs qu'une avancée de l'axe augmente simultanément et de la même valeur absolue les bras de levier de l'empennage et du foyer. Mais du fait de la position respective de ces points, l'augmentation relative du bras de levier du foyer est beaucoup plus importante que celle du bras de levier de l'empennage.



Nous voyons que notre amplificateur ne peut fonctionner valablement qu'entre des limites bien définies de la position longitudinale de l'axe. Mais quelle que soit la position de l'axe entre ces limites et quelle que soit la portance « affichée », on a toujours la possibilité de moduler la portance tout en conservant un moment nul au niveau de l'axe.

V.6. L'avion en vol

■ **Passage de la maquette à l'avion**

Quelles étaient les actions des tourillons sur la maquette au niveau de l'axe après libération de cet axe en rotation ?

Une action vers l'avant, destinée à compenser la traînée de cette maquette.

Une action vers le bas, destinée à l'empêcher de s'envoler !

Un moment nul, bien sûr, puisque nous avions libéré l'axe en rotation.

Ajoutons à la maquette un ensemble **propulseur**, à hélice ou à réaction, destiné à remplacer l'action vers l'avant du tourillon.

Remplissons la maquette de matière pesante dont le poids est égal à l'action vers le bas qu'exerçait le tourillon, en la répartissant de telle façon que le centre de gravité de notre « maquette » se situe au niveau de n'importe quelle position possible de l'axe. Ces positions possibles viennent d'être définies. Supprimons ensuite l'axe et les tourillons.

L'objet volant obtenu est un avion qui, nous allons le voir, vole parfaitement en palier rectiligne uniforme.

■ **Contraintes techniques d'un vol en palier**

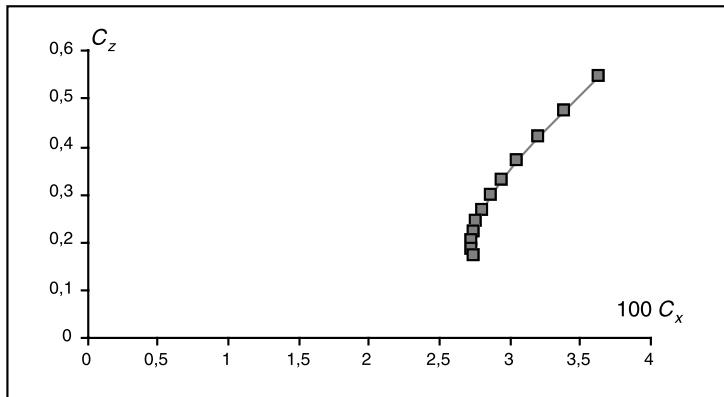
◊ *Existence de la portance*

La portance existait avant le chargement de l'avion, les tourillons tiraient la maquette vers le bas.

Mais est-elle suffisante ?

Pour répondre sur ce point, il faut considérer d'abord la **charge alaire**, c'est-à-dire ce que l'on demande de porter à chaque m^2 de voilure, ainsi que les vitesses que l'on désire pratiquer.

La gamme de variation des coefficients de sustentation des profils (les C_z) est connue. Sans hypersustentation, ils vont jusqu'à environ 1. Toutefois, il vaut mieux voler en croisière avec un C_z un peu plus faible.



Polaire d'un avion dans un domaine englobant la croisière

La multiplication de ce C_z par $\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2$ donne une bonne idée de ce que l'on peut « charger » pour une unité de surface de la voilure.

Tout cela est déterminé au niveau de la conception initiale de l'avion par son constructeur : l'aile doit être suffisamment chargée pour voler à un C_z où la finesse est bonne. Si l'on est conduit à voler avec des C_z trop faibles, la finesse s'en ressent car la surface de la voilure est alors trop grande et le terme en S pénalise l'avion en augmentant la traînée.

Le constructeur veille, avec les hypersustentateurs dont il dispose, à ce que l'avion puisse décoller et atterrir sur les pistes usuelles. C'est-à-dire qu'il acquiert une portance suffisante pour pouvoir décoller avant le bout de piste ! Il appartient uniquement à l'exploitant de respecter les devis de

masses possibles pour avoir la (quasi) certitude que la gamme de portances possibles couvrira ses besoins.

◊ *L'avion doit rester nez en avant*

Tous les règlements d'exploitation imposent à l'exploitant et non au constructeur de l'avion, (et comment le ferait-il ?), de placer l'axe de rotation ni trop en avant, ni trop en arrière; en d'autres termes de respecter les limites de centrage.

Insistons sur le fait que l'avion devient dangereux s'il est centré trop arrière, même en avant du foyer : Un mouvement infime de la profondeur conduit à une augmentation importante de la portance : des pilotes d'essai diraient que l'on plie les ailes en éternuant !

◊ *L'avion doit pouvoir faire varier sa vitesse*

L'équilibre des moments au niveau de l'axe en liberté de rotation, nous dirons désormais centre de gravité, impose que la somme des trois moments aérodynamiques suivants soit nulle, puisque le moment du poids en ce point y est nul, par définition :

Le moment M_0 .

Le moment de gouverne, avec la référence de braquage convenable que nous avons définie.

Le moment dû à la portance, puisque nous sommes partis de la portance nulle, avec un moment M_0 .

Ces trois moments peuvent être divisés par le monôme :

$$\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot l \cdot V^2$$

homogène à un moment. l est une longueur de référence utilisée pour passer des forces aux moments et unique pour un avion donné. Elle est

souvent prise égale à la corde moyenne de la voilure, mais ce n'est pas une obligation. Sa valeur figure en général dans les manuels de vol. C'est la **corde de référence aérodynamique**.

Elle est le plus souvent la corde de référence des centrages.

La division établit donc une relation linéaire entre coefficients aérodynamiques. Mais il y a proportionnalité entre la portance et le tourbillon de Prandtl et l'intensité du tourbillon est proportionnelle à une incidence, prise évidemment avec un zéro convenable.

puisque le braquage de la profondeur modifie linéairement l'incidence, on peut piloter directement celle-ci, à condition de conserver le centrage dans des limites raisonnables

Il en découle qu'il y a une relation linéaire, toujours dans des limites bien définies, entre le braquage de profondeur et l'incidence.

Cela signifie qu'en fait la gouverne de profondeur donne la possibilité de moduler l'incidence, donc aussi le coefficient de portance C_z .

Il en résulte que moyennant les deux conditions impératives suivantes :

Vitesse pas trop faible (suffisamment loin du décrochage), devis de masse respecté.

Centre de gravité situé entre les limites de centrage, mais n'importe où entre ces limites.

La gouverne de profondeur permet de moduler le C_z , donc de lui donner la valeur qui, compte tenu de la vitesse, entraîne un module de la portance exactement égal au poids.

En résumé, pour une vitesse donnée, si les deux conditions sont remplies, il existera dans la course de la profondeur un braquage assurant le palier.

◊ *L'avion doit pouvoir s'alléger*

Nous allons en donner une explication particulière.

en cas d'allègement de l'avion, l'équilibre est atteint pour un braquage gouverne différent

À un instant donné, l'avion s'étant allégé par consommation d'une partie de son carburant, le pilote constate une incurvation de trajectoire vers le haut.

Il pousse sa colonne de pilotage. La gouverne se braque à piquer.

Une force apparaît, vers le haut, au niveau de l'empennage. Pendant un temps très court, la trajectoire de l'avion s'incurve davantage, mais l'équilibre des moments est détruit : un mouvement général de diminution d'incidence prend naissance.

L'effet d'amplification fait que la variation totale de portance, celle de l'empennage ajoutée à celle du reste de l'avion, est bien une variation de force vers le bas qui rétablit la trajectoire désirée.

À vitesse constante, la gouverne de profondeur permet de moduler la portance, donc en particulier de lui donner un module exactement égal au poids.

◊ *Les passagers doivent pouvoir se promener*

Cela revient tout simplement à emmancher l'axe dans un trou différent.

Si les limites de centrage continuent à être respectées, il est possible d'obtenir, pour une nouvelle position du centre de gravité l'équilibre des moments pour le C_z que l'on souhaite et en particulier pour le C_z qui existait avant le déplacement de la charge.

de même que pour une position différente du CG, il existe un braquage gouverne assurant l'équilibre

Donnons une dernière explication du processus :

Trois passagers font la queue devant la porte des toilettes à l'arrière : le centre de gravité se déplace vers l'arrière, provoquant un couple cabreur.

Le pilote contre, en poussant sur le manche. Il annule le moment, mais crée une force vers le haut au niveau de l'empennage. En cette nouvelle position du centre de gravité, il peut « afficher » la portance qu'il désire et en particulier la même...

Et faisons remarquer, pour finir, qu'en cette nouvelle position du centre de gravité, l'empennage poussera vers le bas un peu moins. Mais alors l'aile sustentera un peu moins et donc aura un peu moins de traînée induite.

Il y a donc bien influence du centrage sur les performances, mais n'oublions jamais que l'excursion du centrage reste très limitée.

■ **Foyer manche bloqué et foyer manche libre**

Pour en finir avec la notion de foyer, il est important de parler des deux foyers possibles, pour certains types d'avions.

Le foyer que nous venons de définir sur notre maquette et qui rappelons-le est le point d'application de la variation de portance résultant d'une variation d'incidence, supposait jusqu'à maintenant un blocage de la gouverne de profondeur.

Précisons cette notion de blocage :

Il y a blocage lorsque la variation d'incidence en elle-même, que ce soit par l'intermédiaire de la variation de l'écoulement qu'elle produit ou par l'intermédiaire du facteur de charge qui en résulte, ne produit aucune modification de braquage de la gouverne de profondeur.

Il y a, en effet, plusieurs facteurs qui peuvent produire une telle modification.

- Effet aérodynamique

Si la gouverne n'est pas « servo-commandée » de manière irréversible ou si le pilote ne la force pas à rester dans une position donnée, la gouverne peut se positionner d'elle-même « dans le lit du vent ».

Cela signifie tout simplement que le moment des actions aérodynamiques agissant sur la gouverne elle-même (moment de charnière) reste nul au niveau de son articulation sur l'avion.

Le compensateur a évidemment une influence sur cette position à moment de charnière nul.

Mais lorsque l'incidence générale de l'avion est modifiée, l'écoulement au niveau de la gouverne est modifié également, ce qui peut conduire à une variation du braquage à moment de charnière nul.

- Effet « inertiel »

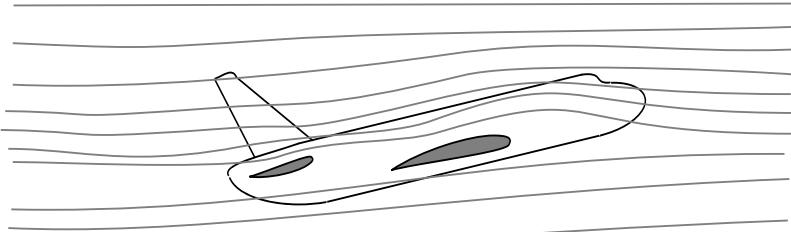
La variation d'incidence produit une incurvation de la trajectoire et, dans un référentiel lié à l'avion, il peut en résulter l'apparition d'une force d'inertie qui peut agir sur tout l'avion, mais également sur la gouverne elle-même ou sur sa timonerie si elle n'est pas parfaitement équilibrée.

Lorsque qu'aucun de ces effets ne se manifeste et c'est généralement le cas pour les avions munis de servocommandes, le foyer de l'avion complet que nous venons de définir s'appelle le **foyer manche bloqué**. L'effet inertiel est généralement nul ou très faible lorsque l'avion a été réalisé par un « bon faiseur ».

Mais l'effet aérodynamique peut être important sur tous les avions non munis de servocommandes.

Etudions d'abord le cas général. Excluons en particulier le cas de certains avions où la gouverne a été parfaitement étudiée et munie d'un « tab » aérodynamique parfait. Un tab est une petite surface mobile, commandée ou non, située en général au bord de fuite de la gouverne, qui sert à annuler son moment de charnière.

Lors d'une augmentation d'incidence générale de l'avion, il y a également augmentation d'incidence, plus faible que l'augmentation générale à cause de la déflexion, au niveau de l'empennage.



Il est aisé de comprendre que la gouverne de profondeur ait naturellement tendance à vouloir « s'aligner dans le courant d'air... ».

Sans aller jusqu'à cette extrémité, il paraît vraisemblable qu'elle va se retrouver un peu plus « vers le haut » donc un peu plus à cabrer qu'avant l'augmentation d'incidence.

Le moment à cabrer d  à cette apparition « non voulue » de braquage de profondeur va se retrancher du moment piqueur d  à l'apparition de la variation de portance au foyer gouverne bloquée.

Et comme le moment piqueur global sera plus faible, pour une position correcte du centre de gravité, le point d'application de la variation de portance se situera plus en avant que si la variation de braquage n'existe t pas.

Le **foyer manche libre**, car tel est le nom de cette nouvelle position du foyer, se situe donc plus en avant que le foyer manche bloqué.

L'avion est moins stable.

Il ne faut pas oublier de dire qu'il existe des gouvernes de profondeur très spéciales qui peuvent faire reculer le foyer. Leur description dépasse le cadre de cette collection.

En résumé, si lors d'une manœuvre à cabrer la gouverne présente une toute petite tendance à déplacer sa position d'équilibre à cabrer également, l'avion sera moins « rappelé » à son incidence initiale que si cet effet était inexistant.

Les limites de centrage sont, bien sûr, déterminées en tenant compte de ce phénomène.

Il existe, pour mémoire, d'autres foyers, qui résultent de moments pouvant apparaître lors d'évolutions en tangage.

Leur connaissance n'est pas indispensable à la conduite d'un aéronef civil, excepté peut-être le cas des avions de voltige.

V.7. Applications de la notion de foyer

Nous excluons de ce paragraphe des avions spéciaux tels que les « canards » et les « ailes volantes ».

■ **Marge statique**

Nous avons vu que l'application d'une force vers le bas au niveau de l'empennage (provenant généralement d'un braquage à cabrer de la gouverne de profondeur), provoque l'apparition d'une force vers le haut au foyer, permettant la conservation de l'équilibre des moments au niveau du centre de gravité.

La variation totale de la portance est donc la différence entre la portance apparue au foyer et la « déportance » apparue à l'empennage.

Rappelons que les bras de levier sont tels que la force vers le haut est beaucoup plus grande que l'action vers le bas ayant été nécessaire pour la provoquer.

Le coefficient d'amplification, ou gain, est toujours égal à :

$$K = \frac{\text{bras de levier empennage / axe}}{\text{distance du foyer avion à l'axe}}$$

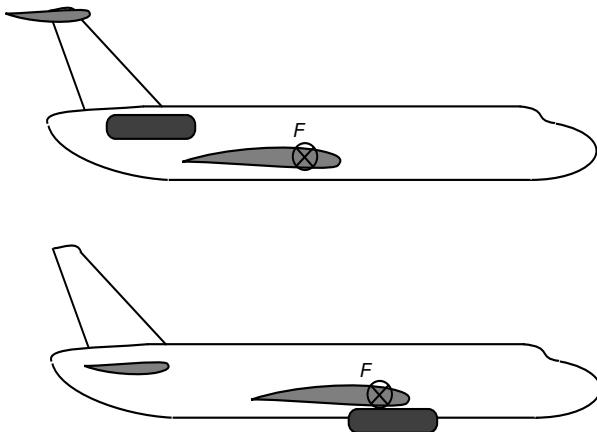
Le foyer est quelque chose de parfaitement défini. Il ne dépend, en effet, que de la « surface mouillée » de l'avion, c'est-à-dire de sa forme extérieure et, dans une moindre mesure, des particularités de l'équilibre de la gouverne de profondeur et de sa timonerie.

le foyer ne dépend que de la « forme » de l'objet aérodynamique

Deux « formes » identiques extérieurement, l'une étant constituée d'un nez en or massif et d'un arrière en mousse expansée et l'autre d'un nez en bois de balsa et d'un arrière en plomb ont même foyer.

Le centre de gravité de l'avion est, quant à lui, assez mal défini. Si un pilote avance la main vers le tableau de bord, le centre de gravité avance, si des passagers se rendent aux toilettes, le centre de gravité recule. La position du centre de gravité varie pendant tout le vol sauf si le centre de gravité du carburant consommé coïncide en permanence avec le centre de gravité de l'avion sans carburant, ce qui n'est jamais le cas, ne serait-ce que parce que le carburant est réparti dans plusieurs réservoirs.

Le foyer se situe approximativement entre 35 et 40 % de la corde de référence pour une voilure sans flèche. Il est plus arrière si l'empennage est anormalement grand, il est plus avant si le fuselage est « long » devant la voilure.



La position des moteurs affecte la position de l'aile et de l'empennage

Sans précautions spéciales, connues des mécaniciens du vol de nos jours, le foyer d'un avion « canard » risquerait de se situer en avant de la voilure, ce qui poserait des problèmes insurmontables d'emport de carburant, dans la mesure où celui-ci est généralement stocké dans les ailes de l'appareil.

Nous avons vu que la variation possible de la position du centre de gravité était très limitée en avant du foyer, dans le cas d'avions non munis de dispositifs artificiels d'augmentation de stabilité. La variation relative de la distance empennage-centre de gravité est donc très faible, l'empennage étant éloigné du foyer.

La variation relative de la distance foyer-centre de gravité est quant à elle très importante. Cette distance a reçu le nom de **marge statique**.

La marge statique est la distance du foyer, fixe par rapport à la cellule, au centre de gravité de l'avion, mobile par rapport à la géométrie de la cellule.

■ Exemple du Beech 200

Prenons l'avion Beechcraft B-200 en palier rectiligne uniforme, c'est-à-dire à vitesse-air constante et au poids de 11 200 livres soit 5 074 kg. Sa portance est alors égale à :

$$5\,074 \times 9,81 = 49\,772 \text{ newtons}$$

Nous allons chercher la force qu'il faut appliquer vers le bas, au niveau de son empennage horizontal, pour qu'il initialise une ressource à $n = 2$.

Mais à deux centrages différents, au centrage limite avant et au centrage limite arrière.

Admettons pour l'instant que pour obtenir cette ressource, il suffise de doubler la portance établie. Les puristes de la mécanique du vol nous feraient remarquer, à juste titre, que le braquage de profondeur doit contrer en plus le moment d'amortissement en tangage lié à la vitesse angulaire de tangage qui va apparaître du fait de la ressource. Négligeons ce facteur car nous ne souhaitons qu'établir un ordre de grandeur.

Etablissement de l'épure du Beech-200 :

Nous trouvons dans le Manuel de Vol du constructeur des chiffres avec un nombre impressionnant de décimales, nous les respectons car un document homologué ne peut être modifié, en particulier certaines longueurs sont données au centième de pouce.

Limite arrière du centre de gravité / référence des centrages : 196,4 pouces, soit 498,86 cm.

Limite avant du centre de gravité / référence des centrages : 181,0 pouces, soit 459,74 cm.

Corde aérodynamique moyenne :

a / position de son bord d'attaque : 171,23 pouces / référence, soit 434,92 cm.

b / longueur de cette corde : 70,41 pouces, soit 178,84 cm.

Tous les chiffres précédents sont tirés, précisons-le à nouveau, du Manuel de Vol. Pour effectuer notre calcul, il nous faut encore les données suivantes, qui ne figurent pas dans le Manuel mais que nous avons estimées à partir de ce document.

Estimation de la position du foyer : nous nous excusons d'avance auprès des aérodynamiciens compétents, mais faute de moyens suffisants nous avons négligé le fuselage, les nacelles et les interactions, ce qui est inadmissible. De plus, nous avons estimé que la diminution de la déflexion par rapport à un avion de même forme en plan, mais avec l'empennage horizontal situé plus bas était de 40 %.

Nous trouvons le foyer à environ 40 % de la corde aérodynamique moyenne. Ce résultat semble fort, mais en voici une explication plausible : pour éviter la destruction de son empennage par le souffle des hélices couplées à des moteurs puissants, Beechcraft a soulevé *et* reculé son empennage horizontal qui est, sur la vue en plan, nettement plus en arrière que sur un avion de dessin plus classique.

Ce calcul n'est effectué qu'à des fins didactiques et une position différente du foyer ne changerait en rien la validité des conclusions de ce petit exercice.

Il en résulte que le foyer se situe à : $0,4 \times 178,84 = 71,54$ cm en arrière du bord d'attaque de la corde moyenne donc à : $434,92 + 71,54 = 506,46$ cm de la référence des centrages.

Estimation de la distance du foyer au point à 25 % de la corde moyenne d'empennage horizontal : en utilisant une des nombreuses vues en plan de

l'avion qui figurent dans le manuel de vol, nous sommes arrivés au chiffre de 7,16 m. Une erreur de quelques % n'a, ici, aucune influence notable sur l'exercice en cours.

Pour construire les deux épures nécessaires à la solution de notre problème, il faut encore effectuer les calculs suivants.

Distance des deux positions limites du centre de gravité au foyer :

Avant. Nous avons comme marge statique avant :

$$506,46 - 459,74 = 46,72 \text{ cm.}$$

Arrière. Nous avons comme marge statique arrière :

$$506,46 - 498,86 = 7,60 \text{ cm.}$$

Nous en déduisons que l'excursion possible de centrage est de :

$$46,72 - 7,60 = 39,12 \text{ cm.}$$

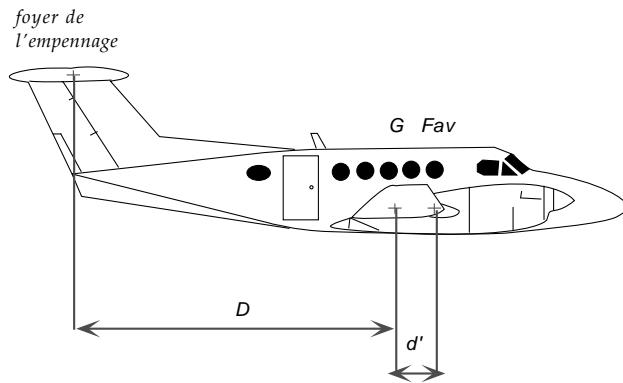
Ce qui, pour une corde de 178,84 cm, correspond en pourcentage à :

$$\Delta(\text{marge statique}) = 39,12 / 178,84 = 22 \text{ \%}.$$

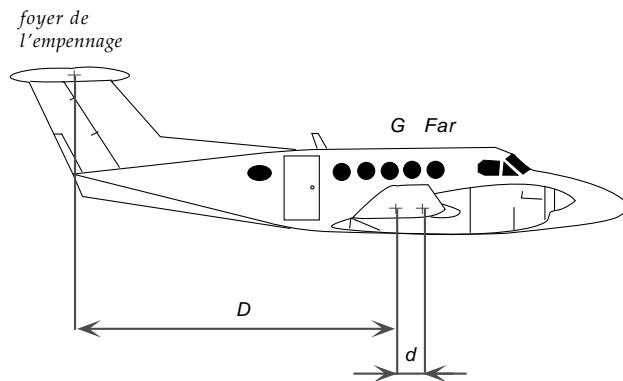
Cette excursion est relativement importante, cela résulte peut-être de la position arrière de l'empennage horizontal. Dans tous les cas, cela favorise grandement l'exploitation de cet avion.

D'où le tracé des deux épures.

Avant :



Arrière :



De ces épures, il est aisé de déduire les systèmes d'équations qui résolvent notre problème. Pour chaque cas, la première relation est tout simplement l'équilibre des moments au centre de gravité et la seconde impose à la variation totale de portance d'être égale au poids de l'avion.

Notations :

ΔR_z : variation de portance au foyer.

ΔR_{ze} : variation de « portance » de l'empennage due à une variation de son braquage.

Avant :

$$\Delta R_{ze} \times (716 + 46,72) + \Delta R_z \times 46,72 = 0$$

$$\Delta R_{ze} + \Delta R_z = 49\ 772$$

Arrière :

$$\Delta R_{ze} \times (716 + 7,60) + \Delta R_z \times 7,60 = 0$$

$$\Delta R_{ze} + \Delta R_z = 49\ 772$$

Solutions :

Avant :

variation de portance empennage, vers le bas : - 3 247 N.

variation de portance au foyer, vers le haut : 53 019 N.

Arrière :

variation de portance empennage, vers le bas : - 528 N.

variation de portance au foyer, vers le haut : 50 300 N.

Dans les deux cas, la variation globale de portance est égale au poids de l'avion.

Ce calcul, qui n'a qu'une valeur didactique (en particulier nous n'avons pas tenu compte du moment d'amortissement en tangage dont l'influence est faible sur le résultat), montre parfaitement ce qu'est la marge statique. Son influence apparaît nettement à la lecture du coefficient de ΔR_z dans la première équation de chacun des cas étudiés.

Pour obtenir la même ressource, il faut pratiquement 6 fois moins de braquage profondeur au centrage arrière qu'au centrage avant, mais cela est dû simplement au fait que la marge statique varie à peu près dans le même rapport.

la marge statique est représentative de l'effort à fournir au manche pour obtenir par ex. une ressource de 2 g...

L'effet amplificateur est parfaitement mis en évidence : des forces de 500 ou de 3 000 N appliquées à l'empennage produisent des effets globaux d'environ 50 000 N dans les deux cas.

L'amélioration des performances, obtenue au centrage arrière, apparaît ici très nettement : pour obtenir le même résultat, le gain est de 3 000 N sur la portance de l'aile, la traînée induite sera donc plus faible en ressource ou en virage.

Il était légitime d'effectuer ce calcul en considérant le foyer manche bloqué : il faut tirer fortement sur la colonne de manche pour obtenir 2 g, l'avion casse à 3,17 g et le constructeur a pris les précautions indispensables pour éviter d'atteindre cette limite sans une volonté délibérée de suicide.

... mais il faut prendre garde de ne pas dépasser les limites structurelles de l'avion

Mais nous commençons à percevoir une des difficultés majeures que l'on peut trouver en construisant une timonerie d'avion : il faut que le pilote puisse « tirer » les 2 g avec un effort raisonnable au centrage avant et trouver quand même une réaction qui puisse l'empêcher de briser son avion au centrage arrière, là où les braquages sont beaucoup plus faibles.

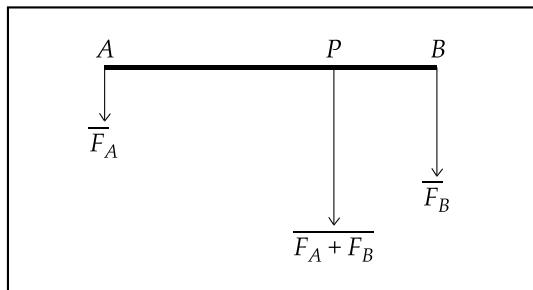
La conclusion nous emmène au paragraphe suivant : le respect des limites de centrage.

■ **Centrage**

Nous allons expliquer le principe de base fondamental du centrage d'un avion. Ce principe s'applique aussi bien aux gros avions de transport les plus modernes qu'aux petits avions légers. Toutes les méthodes utilisées par les compagnies aériennes ou les écoles de pilotage (méthode de l'indice notamment) découlent de ce principe de base. Nous nous contenterons donc d'expliquer celui-ci uniquement.

Par souci de rigueur insistons fortement sur le fait que dans ce paragraphe nous allons nommer moments des quantités qui sont en fait des moments massiques. En effet, le produit d'une longueur par une masse n'est pas un moment.

Lorsque l'avion est au sol, il est pesé en plaçant certains points particuliers de levage sur des bascules. La position du centre de gravité est ensuite déterminée par un calcul barycentrique, les coefficients appliqués aux masses relevées étant les distances par rapport à une origine commune choisie par le constructeur ou l'exploitant.



Soient deux forces l'une $\overrightarrow{F_A}$ appliquée au point A et l'autre $\overrightarrow{F_B} = 2\overrightarrow{F_A}$ appliquée au point B. Il s'agit de déterminer la position de la force résultante $\overrightarrow{F_A + F_B}$. Il faut donc déterminer la somme des moments engendrés par ces forces par rapport à un point O qui sera retenu comme origine.

$$\Sigma \text{ moments} = (AP \times \overrightarrow{F_A}) + (BP \times \overrightarrow{F_B})$$

Quelle que soit la position de O, quelconque sur l'axe AB, la position de P est déterminée par la relation :

$$OP = \frac{(OA \times \overrightarrow{F_A}) + (OB \times \overrightarrow{F_B})}{\overrightarrow{F_A} + \overrightarrow{F_B}}$$

Les distances OA, OB, OP sont appellées des bras de levier. Si par exemple, le point O est choisi confondu avec A, la relation devient :

$$OP = \frac{(OA \times \overrightarrow{F_A}) + (OB \times \overrightarrow{F_B})}{\overrightarrow{F_A} + \overrightarrow{F_B}} = AP = \frac{AB \times \overrightarrow{F_B}}{\overrightarrow{F_A} + \overrightarrow{F_B}}$$

Pour permettre ce calcul, le Manuel de Vol du constructeur indique les différents bras de levier, en mètres pour tout l'avion, par rapport à une référence qu'il a choisie.

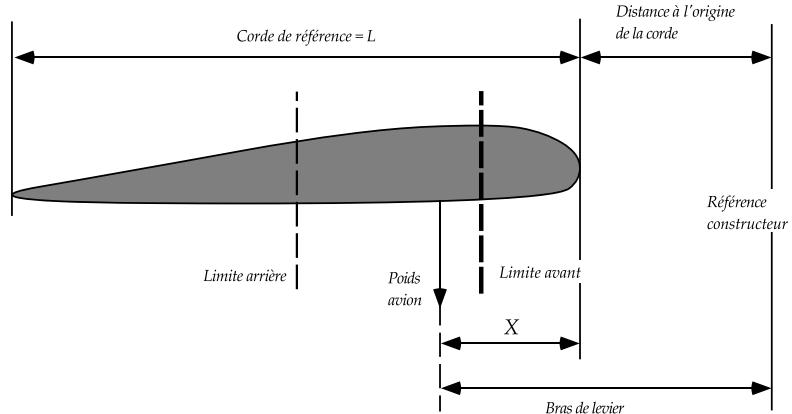
L'extrémité du bras de levier résultant est le barycentre des différentes masses, chacune ayant pour coefficient le bras de levier où elle est située dans l'avion. Il s'agit du rapport de la somme des moments sur la somme des masses. La position du centre de gravité est souvent exprimée en pourcentage de la corde de référence.

le centrage est donné par un rapport de longueurs relatives à une origine choisie et à la corde de référence

En somme, le moment (massique) d'un objet complet par rapport à n'importe quel point est la somme des moments massiques de chacun des composants de cet objet et cette propriété est à l'origine de la détermination du barycentre.

Le centrage est finalement donné par la relation suivante :

$$\text{Centrage (\%)} = \frac{\text{bras de levier} - \text{origine de la corde}}{\text{longueur de la corde}} = \frac{X}{L}$$



V.8. Stabilité en incidence, stabilité en vitesse

■ **Stabilité statique longitudinale**

Lorsque la marge statique est de signe correct, c'est-à-dire lorsque le centre de gravité est en avant du foyer, toute variation fortuite d'incidence, provoquée par exemple par la pénétration dans une rafale ascendante, se traduit par une tendance immédiate au retour à l'incidence initiale. Dans le cas considéré, il y a abaissement du nez de l'avion, en l'absence d'action sur la profondeur.

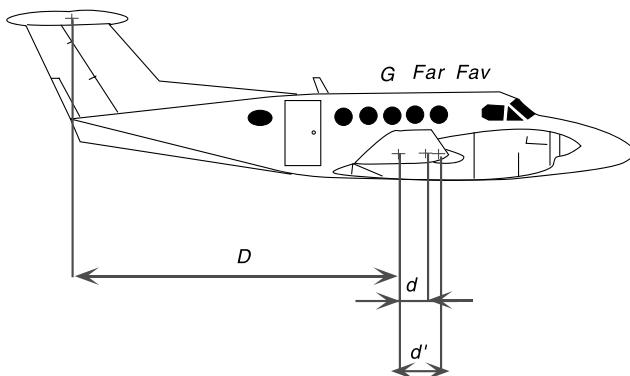
L'objet « aérodynamique » reste pointé nez au vent.

Observons les équations écrites au paragraphe 7 :

$$\Delta R_{ze} \times (D+d) + \Delta R_z \times d = 0$$

$$\Delta R_{ze} \times (D+d') + \Delta R_z \times d' = 0$$

*25 % de la corde
d'empennage*



Chacune est une équation de moment faisant intervenir le produit d'une force aérodynamique par une longueur « géométrique » caractéristique de l'avion.

Les forces sont proportionnelles à un coefficient aérodynamique sans dimension, à une surface de référence et au produit $\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2$.

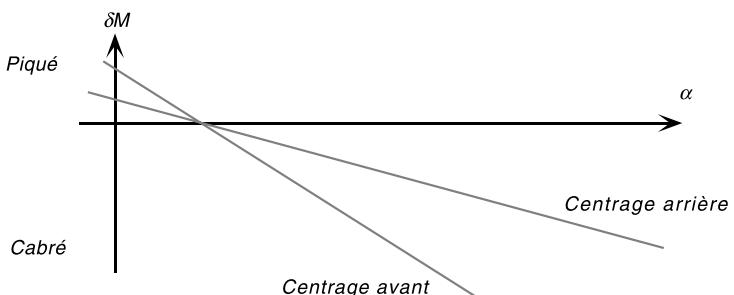
Par division par ce produit, nous obtenons une égalité indépendante de la vitesse. Le coefficient aérodynamique correspondant à ΔR_z est le produit de la variation de C_z en fonction de l'incidence multiplié par la variation d'incidence correspondant à la variation de braquage de profondeur. Nous voyons qu'à centrage donné, il existe une proportionnalité entre la variation de position de gouverne de profondeur et la variation d'incidence de l'avion.

$$S_e \cdot \Delta C_{ze} \cdot (D+d) + S \cdot \Delta C_z \cdot d = 0, \text{ donc } \Delta C_{ze} = -S / S_e \cdot d / (D+d) \cdot \Delta C_z$$

Pour chaque centrage, il existe donc une relation sensiblement linéaire reliant la position de la gouverne et l'incidence, reliant la position de gouverne et le coefficient C_z .

Cette relation est en somme « l'intégrale » de la relation de l'avant-dernier paragraphe précédent qui ne concernait que des petites variations : des différentielles de profondeur et d'incidence.

Nous savons, de plus, que cette dernière relation, reportée sur les axes définis ci-après, à savoir profondeur en ordonnée et incidence en abscisse, va donner une portion de droite plus « pentue » pour les marges statiques importantes : il faudra plus de profondeur pour obtenir la même variation de l'incidence.



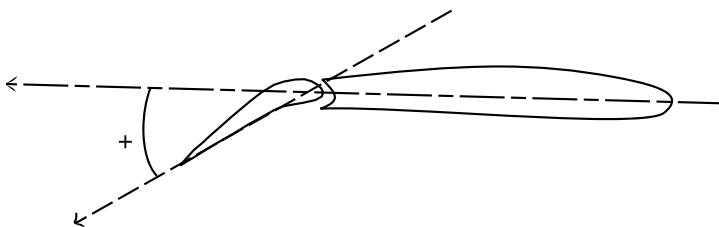
Remarque :

Certains lecteurs pourraient être choqués par le signe donné au braquage de profondeur, à savoir positif à piquer. Mais nous faisons remarquer de suite que :

Cela correspond aux normes internationales.

Cela correspond au mouvement de la colonne de manche... vue par le pilote !

Cela correspond à une rotation dans le sens à cabrer de la gouverne elle-même, autour de son articulation. Le sens à cabrer de la gouverne est le sens « nez vers le haut », ce qui correspond au piqué de l'avion.



Etant donné que nous avons établi une relation entre profondeur et incidence, il est possible de passer à une correspondance entre profondeur et coefficient de portance C_z . Ce dernier correspondant évidemment à l'avion entier.

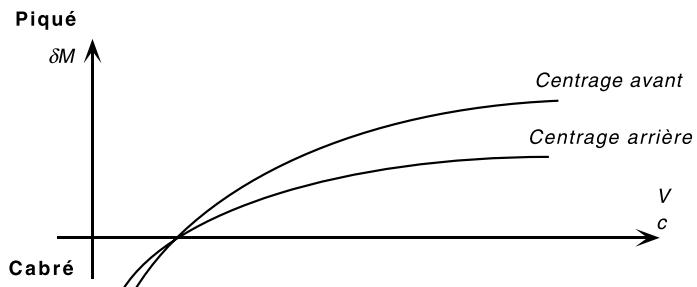
Considérons un centrage, donc une des droites de correspondance entre profondeur et C_z . Pour une masse donnée et pour un vol en palier rectiligne uniforme, à pression et température définies, nous pouvons établir une relation entre le C_z et la vitesse à l'aide de l'équation de portance :

$$m \cdot g = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_z$$

Il est donc possible d'établir, répétons-le pour un centrage, une masse et des conditions de température et de pression donnés, une relation entre la position de la gouverne de profondeur et la **vitesse conventionnelle**.

Rappelons à nos lecteurs que la variation du $\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2$ correspondante à la même vitesse conventionnelle, mais à des altitudes très différentes (où le vol peut devenir transsonique à l'altitude la plus élevée) est maintenant « intégrée » dans la variation du C_z due à la compressibilité. Ne jamais revenir à Bernoulli ! (voir l'annexe concernant l'équivalent de vitesse à la fin du tome 1).

Voici l'allure de la représentation de cette relation pour deux centrages :



le centrage, mais aussi la vitesse conventionnelle influencent la compensation de l'avion

Remarques :

La relation profondeur-vitesse conventionnelle n'est plus linéaire comme l'était la relation profondeur-incidence. Cela résulte du terme en V^2 dans l'équation de portance. En particulier, un même écart absolu de vitesse correspond à une variation du braquage de profondeur beaucoup plus importante à basse vitesse qu'à grande vitesse. Il faut compenser fortement lorsque la vitesse varie en phase d'approche, de petites actions sont suffisantes en croisière. Les timoneries de profondeur de certains avions rapides comportent des transmissions non linéaires pour tenir compte de la variation de la pente de ces courbes.

Nous voyons apparaître nettement la nécessité de la compensation de profondeur. L'équilibre en palier est obtenu pour des positions de gouverne de plus en plus à piquer lorsque la V_c augmente. L'amplitude de cette compensation augmente lorsque la marge statique augmente : plus on est centré avant, plus il faut compenser pour maintenir le palier lors d'une accélération.

Que peut-on déduire de ces courbes ?

À masse et marge statique données, il n'existe qu'une seule position de profondeur assurant le palier, c'est-à-dire une portance égale au poids de l'avion pour la vitesse pratiquée à l'instant de l'expérience dans les conditions du jour.

Cette position de profondeur assure en fait une incidence.

Supposons qu'une rafale longitudinale ou une baisse de propulsion entraîne une diminution de vitesse, le maintien du palier exigerait une position plus à cabrer de la profondeur. C'est ce que fait un pilote conscient de cette décélération, en compensant à cabrer.

Mais supposons que le pilote, absorbé par d'autres tâches, n'ait pas conscience de cette décélération. Sans action du pilote, une gouverne bien faite conserve la position précédente. Elle se retrouve donc pas assez à cabrer, ou trop à piquer, pour la nouvelle vitesse. L'avion amorce donc doucement un piqué qui tend à rétablir la vitesse initiale mais qui, nous allons l'étudier maintenant, va s'atténuer de lui-même.

Conclusion : la stabilité en incidence tend à assurer la stabilité en vitesse. Ce phénomène a sauvé de nombreuses vies humaines aux débuts de l'aviation : il tendait à éviter la « perte de vitesse ».

en cas d'écart de vitesse, un avion stable statique retrouvera sa vitesse initiale, c'est le cas de tous les avions civils

Ce phénomène est appelé stabilité statique longitudinale. Un avion est **stable statique** lorsque sa courbe profondeur-vitesse conventionnelle est de pente positive, la gouverne doit être de plus en plus à piquer lorsque la vitesse augmente.

Dans le cas de l'instabilité, nous laissons aux lecteurs le soin de recommencer et de découvrir qu'alors le moindre engagement à piquer est divergent. L'avion accentue progressivement son piqué.

■ ***La phugoïde***

◊ *Description*

La **phugoïde** est un phénomène qui caractérise le retour à la vitesse initiale, lorsque la stabilité est assurée, mais aussi l'engagement à piquer ou à cabrer dans le cas de l'instabilité.

Nous ne décrirons que le cas « stable », à marge statique positive.

Supposons un avion en palier stabilisé, à vitesse rigoureusement constante et parfaitement compensé en profondeur. Le tout en air calme.

Vol impossible : le délestage en carburant rend ce cas utopique mais il est possible d'imaginer un intervalle de temps assez court pour que l'hypothèse $mg = \text{constant}$ reste valable.

Sans toucher à la manette des gaz ni au compensateur de profondeur, communiquons instantanément à cet avion 10% de vitesse en plus, par exemple à l'aide d'un booster d'appoint dont l'action s'effectuerait sans régime transitoire.

La profondeur ne bougeant point, l'incidence est conservée, donc le coefficient de portance C_z aussi. Le produit $\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2$ augmente d'environ 21 % ($1,1^2 - 1$), si on reste en domaine incompressible.

une augmentation de vitesse provoque une incurvation de la trajectoire vers le haut...

La portance devenant plus forte que le poids de 21 %, il apparaît en travers de la trajectoire une force qui n'existe pas avant la manœuvre.

Lorsqu'une force agit sur un mobile perpendiculairement à la trajectoire cette trajectoire s'incurve. Dans le cas présent, elle s'incurve vers le haut.

Nous rappelons que le facteur de charge est le rapport de la portance au poids. Le facteur de charge est donc ici de 1,21.

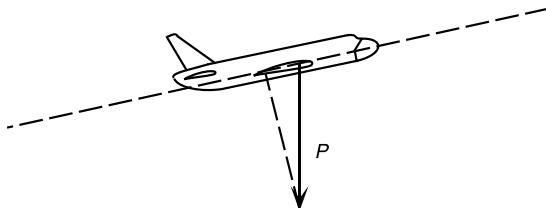
L'avion monte et monte de plus en plus. L'angle de pente est croissant puisque la trajectoire est courbe.

Nous avions supposé un équilibre parfait de la poussée et de la traînée avant la manœuvre. Cet équilibre va se conserver, au moins pendant les premières secondes du phénomène.

Dès ces premières secondes, du fait de la pente positive de trajectoire, une composante du poids dirigée vers l'arrière de l'avion, le long de la trajectoire, va apparaître. L'avion va de ce fait décélérer.

Une autre façon de voir ce phénomène serait de dire que l'énergie de l'avion reste constante, puisque la traction équilibre la traînée et que le fait de monter entraîne un accroissement de l'énergie potentielle au détriment de l'énergie cinétique.

**qui provoque
elle-même une
décélération**

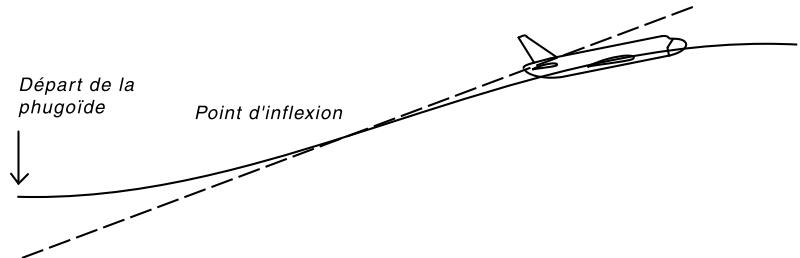


La vitesse va donc décroître et ne sera plus égale à la vitesse initiale plus 10 %. La portance va décroître. Par exemple, lorsque la vitesse va passer à la vitesse initiale plus 5 % la portance sera alors égale à 1,1 fois le poids. Le facteur de charge sera alors égal à 1,1. La courbure de la trajectoire sera plus faible, mais sa concavité toujours dirigée vers le haut.

Le phénomène va se poursuivre. La vitesse va repasser par sa valeur initiale peu après. Le facteur de charge sera alors égal à 1, portance égale au poids. Une étude poussée de mécanique rationnelle montre qu'alors la trajectoire est très faiblement incurvée vers le haut. Mais cette courbure est si faible que nous pouvons assimiler en ce point la trajectoire à une droite.

la trajectoire passe alors par un point d'inflexion...

Puis en ce point la courbure va s'inverser, la concavité qui était dirigée vers le haut va maintenant se tourner vers le bas. Cette position, pour les adeptes de la géométrie, se nomme un point d'inflexion.

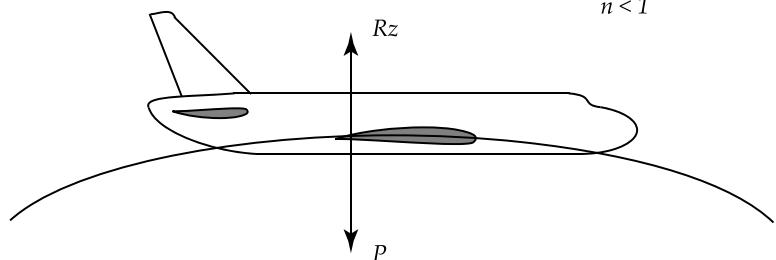


... puis s'incurve vers le bas...

... et ainsi de suite, faisant apparaître un phénomène oscillatoire

Après ce point d'inflexion, la vitesse deviendra inférieure à la vitesse initiale, le facteur de charge sera donc inférieur à 1 et, si le phénomène est faiblement amorti, l'avion passera au « sommet » de la courbe à une vitesse de l'ordre de 90 % de la vitesse stabilisée qui précédait la manœuvre, avec un facteur de charge voisin de 0,8. Concavité tournée vers le bas, bien sûr.

$$/Rz/ < /P/ \\ n < 1$$



Puis le phénomène se poursuit, nous pouvons parler maintenant d'oscillation.

Remarque :

En réalité, le phénomène est très complexe. En effet, la décélération qui accompagne la montée initiale entraîne l'avion plus haut, donc dans une atmosphère où les conditions de pression et de température sont légèrement différentes. Ces variations vont se répercuter sur le fonctionnement des propulseurs et ce dernier facteur va agir beaucoup sur l'allure du phénomène, car la vitesse ne résultera pas d'un échange « pur » entre l'énergie cinétique et l'énergie potentielle.

Et de deux manières possibles sur avion à hélice. D'une part, par une augmentation de traction des hélices si le moteur est réglé à puissance constante. D'autre part, par un faible moment de tangage si le souffle des hélices a comme effet secondaire une modification de l'écoulement au niveau de l'empennage horizontal.

Et inversement lors de la descente.

Un terme dont nous parlerons plus loin, l'amortissement en vitesse de tangage, peut avoir pour effet une légère modulation de l'incidence au cours de l'oscillation : lorsque la concavité est tournée vers le haut, l'incidence a une légère tendance à être plus faible que sa valeur d'équilibre initial.

Il en résulte que l'affirmation : « la phugoidie est une oscillation à incidence constante », n'est qu'approximative.

La période de cette oscillation est dans presque tous les cas de quelques dizaines de secondes à plus d'une minute. Elle est en principe d'autant plus longue que l'avion est rapide.

Son amortissement est souvent faible. Cela signifie qu'elle a tendance à s'amortir lentement d'elle-même, en quelques oscillations, ou au contraire à diverger, c'est-à-dire voir l'amplitude des « arches » augmenter au fur et à mesure de leur déroulement.

**Heureusement,
la phugoidie peut
s'amortir facilement
au manche, même
inconsciemment !**

Beaucoup de pilotes n'ont jamais vu la phugoïde et pourtant elle existe. Elle est rarement amortie par un procédé mécanique, car elle est extrêmement facile à amortir et même à annuler complètement : il suffit la plupart du temps de mettre les mains sur la colonne de manche pour qu'inconsciemment le pilote la neutralise.

Ainsi, dans la grande majorité des cas, un très faible terme en assiette de tangage (terme qui est l'objet de la première leçon de maniabilité de la totalité des pilotes du monde) suffit amplement à en augmenter considérablement l'amortissement donc à empêcher la phugoïde d'apparaître.

Note : l'amplitude verticale de la première arche de la phugoïde est de l'ordre d'une centaine de mètres, pour un avion volant à 200 noeuds et subissant une variation de vitesse de 20 noeuds.

◊ *Mise en œuvre*

Pour nos lecteurs, voici comment la « lancer ». Cet exercice est à éviter avec passagers, mais il est absolument sans danger. Il ne peut être effectué que sur les avions ayant un très bon système de compensation de profondeur et des paramètres de pilotage de puissance ou de poussée satisfaisants.

Se placer haut, stabiliser le palier, compenser exactement, équilibrer la vitesse, à une vitesse éloignée de la V_{NE} (vitesse à ne jamais dépasser).

Noter soigneusement le paramètre de conduite moteur, ne plus toucher au compensateur de profondeur.

Afficher la puissance maximum continue jusqu'à obtention d'une vitesse légèrement supérieure à la vitesse initiale plus 10 % en maintenant le palier « au muscle ». Nous savons maintenant pourquoi il faut alors pousser.

Rétablir soigneusement le paramètre de conduite moteur noté précédemment. Puis lâcher l'avion et s'abstenir complètement de toucher la commande de profondeur. Corriger d'éventuelles tendances à un départ latéral au gouvernail.

Stopper assez tôt en cas de divergence, mais on a toujours le temps de voir venir.

◊ *Importance de la phugoïde*

La phugoïde est le mouvement naturel d'un avion abandonné à lui-même, il est donc fondamental qu'elle soit connue de tous les utilisateurs. Si l'avion est abandonné exactement à l'équilibre, la phugoïde ne sera pas « excitée », donc n'apparaîtra pas.

les caractéristiques de la phugoïde montrent que l'on ne pilote pas la pente avec la puissance mais avec le moment de tangage obtenu en braquant la profondeur

Elle est la cause fondamentale de l'enfoncement (apparent par rapport au sol) d'un avion en approche pénétrant vent de face dans un gradient vertical positif de vent horizontal. Dans ce cas, se souvenir qu'une correction à la profondeur, à la condition d'avoir été appliquée suffisamment tôt, résoud complètement le problème.

Du fait de la longueur de sa période, supérieure à quelques dizaines de secondes pour la plupart des avions, la connaissance de la phugoïde peut aider à convaincre les plus sceptiques que l'application de la puissance pour moduler la pente du vol est absolument inefficace par manque total de rapidité.

Sauf peut-être dans les rares cas où l'application de la puissance s'accompagne d'un couple cabreur important : cela confirme que la puissance ne pilote pas la pente, le moment de tangage est la seule méthode rapide d'agir sur ce paramètre.

V.9. Oscillation d'incidence et action de la gouverne de profondeur

■ ***Mouvement transitoire résultant d'un écart de gouverne***

Nous avons vu précédemment que la marge statique positive établissait une correspondance « biunivoque » entre la position de gouverne de profondeur et l'incidence de l'avion. Cela signifie qu'à une position de gouverne de profondeur correspond une incidence en régime « asymptotique », c'est-à-dire lorsque tous les mouvements « transitoires » se sont apaisés.

Nous allons décrire maintenant le mouvement transitoire d'établissement de cette relation. Ce mouvement transitoire, ou intermédiaire entre deux positions d'équilibre, se manifeste par exemple dans les circonstances suivantes :

L'avion est en équilibre, à une incidence découlant de sa position de profondeur actuelle. Il subit une rafale augmentant son incidence et la position de profondeur reste inchangée. Le mouvement transitoire est alors le « retour » à l'incidence d'origine, dans la nouvelle masse d'air.

L'avion est toujours en équilibre. La profondeur est amenée en un temps très court à une nouvelle position. Le mouvement transitoire est alors la variation des paramètres longitudinaux amenant l'avion à l'équilibre à la nouvelle valeur de l'incidence correspondant à la nouvelle position de gouverne.

Le phénomène transitoire, dans les deux cas considérés, découle du même processus mécanique.

Nous allons d'abord décrire physiquement ce processus dans le deuxième cas considéré. Mais insistons encore sur le fait que le processus est identique dans les deux cas.

Nous allons supposer que la durée du phénomène décrit est telle que la vitesse n'a pas le temps de varier de façon significative pendant sa durée. Les exemples qui suivent justifieront cette hypothèse de travail.

L'avion est en équilibre. À l'instant initial, nous appliquons un « échelon » de profondeur à cabrer. Un échelon, en mathématiques, est un mouvement amenant la gouverne d'une position donnée à une autre (ici une position un peu plus à cabrer) en un temps infiniment court.

L'infiniment court n'existe pas en physique, ainsi la signification physique est, dans notre cas :

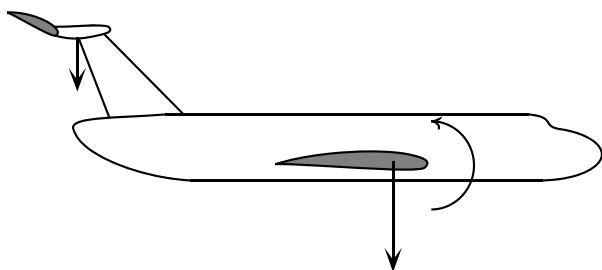
« en un temps suffisamment court pour que les paramètres principaux définissant le mouvement transitoire n'aient pas le temps de varier de manière significative ».

Si la gouverne est amenée en sa nouvelle position en moins de 2 ou 3 dixièmes de seconde, nous pourrons considérer l'action comme un échelon, car nous allons le voir, les variations des paramètres principaux sont environ dix fois plus lentes sur la plupart des avions.

Nous avons donc, à la fin de l'échelon, tous les paramètres originaux à leur valeur initiale, sauf bien sûr la valeur du braquage de la gouverne de profondeur.

Ce braquage à cabrer entraîne en un temps très court (le temps que s'établisse le nouvel écoulement autour de l'empennage horizontal), l'apparition d'une force vers le bas.

Ramenée au centre de gravité de l'avion, cette force se réduit en une force identique vers le bas et en un moment à cabrer.



L'avion amorce donc immédiatement les deux mouvements suivants :

Une descente, dont l'accélération initiale est égale au rapport de la force d'empennage à la masse de l'avion.

Note :

Pour la ressource du B-200, étudiée précédemment, cette accélération vers le bas, aurait été, au centrage avant, de $3000 \text{ N} / 5000 \text{ kg}$ soit $0,06 \text{ g}$; et au centrage arrière de $500 \text{ N} / 5000 \text{ kg}$, soit $0,01 \text{ g}$.
Nous allons voir que la durée de cette accélération est tellement courte qu'elle n'est pas ressentie par le pilote.

Mais l'avion classique commence par descendre.

Les mathématiciens diraient que la réponse de la profondeur n'est pas à déphasage minimal.

Une accélération angulaire à cabrer égale au moment de gouverne au centre de gravité, divisé par l'inertie en rotation de tangage de l'avion entraîne immédiatement l'apparition d'une vitesse de rotation en tangage.

L'apparition de cette vitesse de tangage fait apparaître un moment de tangage de signe opposé à la vitesse de tangage, donc ici piqueur et qui commence à se retrancher du moment de gouverne.

Ce moment, appelé amortissement en tangage, est dû aux incidences créées par la vitesse de tangage elle-même sur tout l'avion (essentiellement

sur l'empennage horizontal). Une vitesse de tangage à cabrer provoque bien un « abaissement » de l'empennage horizontal égal au produit de la vitesse de tangage par la distance de cet empennage au centre de gravité.

Cet abaissement, que l'on pourrait qualifier de cinématique, provoque l'apparition d'un flux venant du bas sur sa surface, donc une augmentation de son incidence et par là de sa portance.

Cette augmentation de portance provoque un moment piqueur au niveau du centre de gravité, qui commence à se retrancher au moment cabreur initial dû à l'échelon de gouverne.

Le coefficient aérodynamique correspondant à ce moment d'amortissement s'écrit C_{mq} .

L'apparition de l'augmentation d'assiette est très légèrement « retardée » par rapport à la vitesse de tangage car elle résulte de son « intégration ». Néanmoins, la trajectoire de l'avion ne s'est pas encore infléchie. Cette augmentation d'assiette se traduit donc initialement par une augmentation d'incidence de valeur sensiblement égale.

Au début de ce transitoire, la vitesse de croissance de l'incidence est pratiquement égale à la vitesse de tangage.

Au début seulement du mouvement transitoire, assiette et incidence augmentent de la même valeur.

Mais tant que cela reste approximativement vrai et que l'incidence est croissante, apparaît au foyer une augmentation de portance se traduisant par un moment piqueur au niveau du centre de gravité de l'avion. Ce moment piqueur, d'amplitude croissante, s'oppose donc au moment cabreur de la gouverne, lui-même contré légèrement par le moment d'amortissement.

L'avion est donc soumis à 3 moments :

- Le moment « moteur » de gouverne, à cabrer.
- Le moment d'amortissement en tangage, initialement piqueur, mais dont le signe va changer avec celui de la vitesse de tangage.
- Le moment de rappel en incidence, dû à la stabilité en incidence résultant de la marge statique, piqueur et croissant au début du mouvement transitoire.

Nous le nommons « moment de rappel » car il tend ramener l'avion à l'incidence qu'il avait avant la manœuvre, incidence prise comme origine.

Tant que le moment moteur de gouverne est supérieur à la somme des deux autres, il y a accélération angulaire vers le haut et l'assiette et l'incidence augmentent.

Quand il devient égal par augmentation du moment de rappel, la vitesse de tangage tend à garder sa valeur, mais l'incidence continue à croître, le moment de rappel également.

Il en résulte que le moment moteur de gouverne va devenir inférieur à la somme des deux autres. La vitesse de tangage, positive, va diminuer, ce qui va rendre presque négligeable le moment d'amortissement.

Finalement, le moment de rappel va devenir égal au moment moteur de gouverne : l'avion va donc en principe stopper sa rotation en tangage dans cette position. L'incidence s'établira à la nouvelle valeur résultant de la nouvelle position de profondeur.

Il existe une gamme de valeurs faibles du coefficient d'amortissement, pour laquelle l'avion atteint l'équilibre entre les moments moteur et de rappel avec une vitesse de tangage encore établie, non nulle et parfois même encore importante.

En somme l'avion est lancé en rotation de tangage vers le haut, il a tout simplement « de l'élan » et il dépasse la nouvelle position d'équilibre.

Apparaît alors une « surabondance » de moment piqueur dû à l'augmentation d'incidence par rapport au moment cabreur de gouverne. L'assiette repart vers le bas et nous sommes en présence d'une oscillation.

Cette oscillation, caractéristique de tous les avions stables, se nomme oscillation d'incidence.

Elle est très souvent suffisamment amortie pour que le dépassement transitoire, nommé en anglais « overshoot », ne soit pas décelable. Elle se traduit alors par un passage progressif de l'incidence initiale à l'incidence finale.

Même dans ce cas, ce phénomène porte encore le nom d'oscillation d'incidence.

L'oscillation peut parfois être entretenue, c'est-à-dire que si elle est lancée, elle se poursuit indéfiniment sans action extérieure. Elle peut être divergente, ce qui signifie que l'avion parti en oscillations sur la moindre action du pilote, ou sur le moindre mouvement atmosphérique, continue et amplifie de lui-même ses oscillations.

Dans ces derniers cas, des dispositifs automatiques permettent artificiellement de rendre l'avion « vivable ».

La conséquence la plus importante de ce qui précède est la suivante : Dès le début du transitoire, il apparaît une augmentation de l'incidence qui en somme va « à la recherche » de sa nouvelle valeur d'équilibre correspondante au nouveau braquage de la profondeur. Nous venons de voir qu'à marge statique donnée, il existe une relation bi-univoque entre incidence et braquage de profondeur.

Il en résulte donc, avec un tout petit retard puisqu'il faut « rattraper » l'accélération très faible vers le bas causée par le braquage initial de profondeur, une très grande augmentation de portance, souvenons-nous de l'effet amplificateur.

Avec un très léger retard, la trajectoire de l'avion s'infléchit donc vers le haut. L'accélération résulte de la différence entre la force vers le bas, appliquée à l'empennage et la force vers le haut amplifiée, appliquée au foyer, les deux divisées par la masse de l'avion.

La gouverne de profondeur est donc le moyen prévu par les concepteurs de l'avion pour infléchir sa trajectoire dans une direction perpendiculaire au plan de la voilure.

La gouverne de profondeur est la gouverne de trajectoire.

■ **Modèle mathématique simplifié de l'oscillation d'incidence**

Nous allons donner une image, on doit dire un **modèle**, de ce mouvement transitoire et nous allons l'appliquer à deux avions très différents. Pour l'un des deux, dans des conditions de vol extrêmement variées.

L'objectif de cette étude est essentiellement de tracer des courbes représentant l'évolution des paramètres principaux du mouvement longitudinal afin de faciliter la compréhension des explications que nous venons de donner.

◊ *Notations, conventions*

Reprendons les deux équations que nous avons utilisées lors de l'étude de la ressource stabilisée du Beech 200. Elles ne représentaient qu'un équilibre de moments et de forces pendant la partie stabilisée de la ressource, sans tenir compte de ce qui peut se passer lors de son initialisation.

Ceci se nomme : solution stationnaire.

Nous allons établir des équations qui permettront de visualiser l'apparition du facteur de charge en fonction du temps : période transitoire.

- Référentiel

Ce référentiel, à un petit détail près, est celui des normes internationales. Il est utilisé par l'Industrie Aéronautique Française et par les Services Officiels.

Nous allons utiliser un système de coordonnées rectangulaires lié à l'avion de la manière suivante.

L'origine des axes sera placée au centre de gravité, qui pendant les 3 ou 4 secondes de durée du transitoire est parfaitement fixé par rapport à la géométrie de la structure, la consommation étant négligeable.

L'axe des x_1 sera dirigé vers l'avant. Pour simplifier et ce sera le détail qui le distinguerà des normes, il sera dirigé le long de l'axe longitudinal du fuselage.

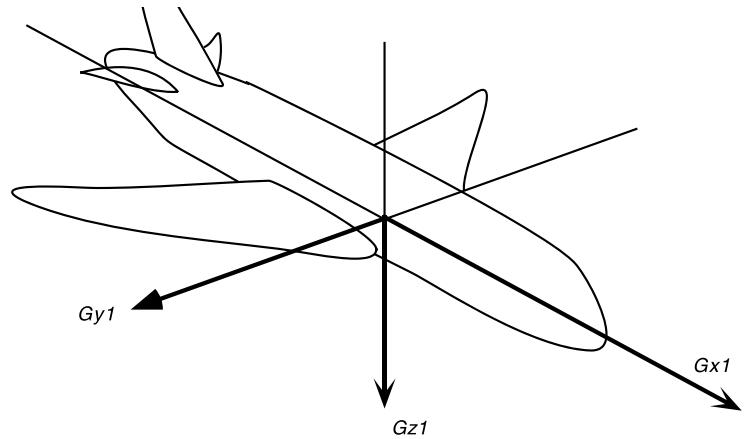
Note : Il y a simplification, car la rigueur impose à l'axe Gx_1 d'être l'axe principal longitudinal de **l'ellipsoïde d'inertie** de l'avion, mais comme nous ne considérerons pas de rotations rapides simultanées autour de plusieurs axes, cette approximation est légitime.

L'axe des y , Gy_1 , est orthogonal au plan de symétrie de l'avion et sa direction positive se situe vers l'aile droite. Il ne sera pas utilisé dans ce petit exercice, sauf comme axe de rotation.

L'axe des z_1 , orthogonal à Gx_1 et situé dans le plan de symétrie de l'avion, (plan contenant la dérive et l'axe du fuselage), sera dirigé positivement vers le bas, ce sera Gz_1 .

Le trièdre complet ainsi défini est direct : un observateur debout sur Gz_1 , c'est-à-dire la tête en bas, voit bien la rotation de Gx_1 vers Gy_1 s'effectuer dans le sens trigonométrique positif. La rotation de Gz_1 vers Gx_1 est à cabrer.

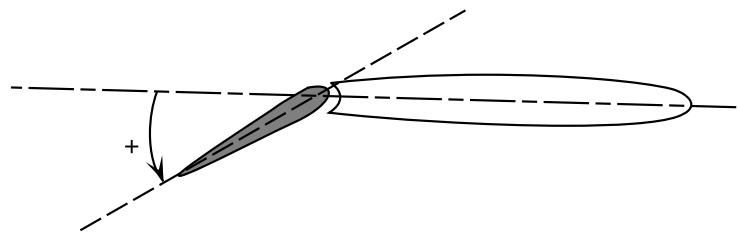
De plus, nous verrons que les équations se simplifient avec cette convention.



Pourquoi les indices 1 ? Pour distinguer ce trièdre de celui qui sera utilisé lors de l'étude des performances, qui est lié à la vitesse aérodynamique de l'avion.

◊ *Paramètres, conventions de signe, notations*

Nous avons vu que la gouverne de profondeur a son braquage δ_M positif à piquer. Cela correspond à une rotation positive autour de sa charnière.



Son efficacité est définie par son coefficient de portance d'empennage par unité de braquage C_{ze} . Ce coefficient est donc négatif puisqu'un braquage positif est à piquer et donne une force vers le haut, sens négatif de l'axe Gz_1 . Le moment qu'elle est capable de produire au centre de gravité de l'avion est proportionnel, comme nous l'avons déjà indiqué, à la distance empennage-centre de gravité.

La vitesse de tangage, positive à cabrer, s'écrit q . Elle correspond à une vitesse de rotation de sens trigonométrique positif autour de l'axe des y_i , lié à l'avion.

Le terme d'amortissement est défini par son coefficient aérodynamique C_{mq} et une longueur de référence l , unique pour tous les moments de l'avion. Ce coefficient est donc presque toujours négatif, puisqu'à une vitesse de tangage q positive correspond un moment de sens opposé, tendant à la freiner.

L'incidence se nomme α . Elle est positive lorsque la vitesse aérodynamique de l'avion a une composante positive sur la partie positive de l'axe des z_i , dirigée vers le bas. Cela correspond à ce que tout le monde attend : le « courant d'air » arrive du bas.

La portance est positive vers le bas. Son coefficient est donc négatif et, encore une fois, sera celui de l'avion entier, non de l'aile seule.

De ce coefficient et à l'aide de la théorie du foyer, nous déduisons facilement un coefficient de moment au centre de gravité par multiplication par la marge statique. Ce coefficient est aussi négatif : une augmentation d'incidence entraîne, à marge statique positive, un moment piqueur.

◊ Equations simplifiées

Nous allons les écrire, puis les expliquer.

$$\frac{dq}{dt} = m_q \cdot q + m_\alpha \cdot \alpha + m_{\delta M} \cdot \delta_M$$

$$\frac{d\alpha}{dt} = q + \frac{1}{V} \cdot (z_\alpha \cdot \alpha + z_{\delta M} \cdot \delta_M)$$

$$\frac{d\theta}{dt} = q$$

Nous nous sommes appliqués à chercher essentiellement les variations des paramètres par rapport à leur valeur au cours de la stabilisation qui précédait cette ressource.

Cela signifie que l'équation représentant l'équilibre stationnaire en palier (avec l'incidence et l'assiette de palier, une vitesse de tangage nulle et les braquages et portances de ce palier) a été retranchée de l'équation générale, dans un but de simplification.

La forme « linéaire » de ces équations le permet. Elle entraîne en effet que la somme de deux solutions du système est elle-même une solution.

Il en résulte que, par exemple, la valeur de α que nous allons déterminer sera la valeur de la variation de α par rapport à la valeur qu'elle possédait lors du palier.

δ_M sera la valeur de l'échelon de profondeur, c'est-à-dire son écart à cabrer par rapport à la position de « compensation » lors du palier.

q était évidemment nulle pendant le palier, sa valeur représentera donc sa vraie valeur instantanée.

Les portances seront représentées par leurs variations à partir des valeurs du palier qui précédait la manoeuvre.

Une autre manière de présenter cette simplification, nous le verrons, consisterait à dire que les valeurs du palier représentent les origines des échelles représentant les valeurs calculées pendant le transitoire.

La première équation est la modélisation de l'expression :

« **L'accélération en vitesse de rotation en tangage de l'avion, divisée par son inertie en rotation autour de l'axe Gy₁, est égale à la somme des moments en tangage appliqués au centre de gravité** ».

Le premier membre est donc la dérivée de q . le deuxième membre se compose de la somme de 3 moments, divisés par l'inertie.

Dans l'ordre d'écriture :

L'amortissement en vitesse de tangage est proportionnel à la vitesse de tangage. Le coefficient m_q est donc le coefficient de proportionnalité, divisé par l'inertie.

Le terme m_α est le coefficient de proportionnalité liant une variation d'incidence au moment qui en résulte au niveau du centre de gravité, le tout divisé par l'inertie. C'est bien la théorie du foyer et nous verrons que dans m_α , il y a la marge statique en facteur.

Le terme en m_{δ_M} résulte d'un calcul analogue au précédent, mais il inclut en facteur la distance de l'empennage au centre de gravité. La valeur de m_{δ_M} est donc l'accélération angulaire de tangage résultant d'un braquage unitaire de la gouverne de profondeur.

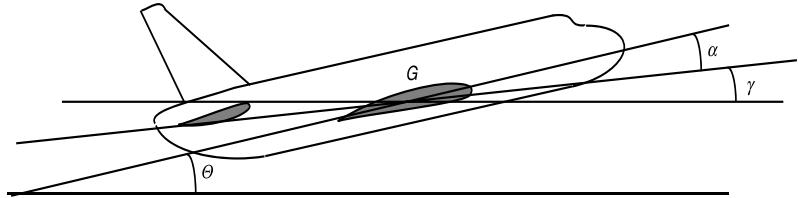
La deuxième est une équation de force le long de l'axe Gz_1 , mais incluant une relation cinématique. Voici comment nous l'avons établie.

L'assiette de tangage, ailes horizontales et en air calme, est égale algébriquement à l'incidence plus la pente du vol.

Elle s'écrit :

$$\theta = \alpha + \gamma$$

La figure suivante est assez explicite :



Souvenons-nous que dans nos équations, la valeur initiale de θ est nulle, puisque nous avons retranché sa valeur initiale en palier. De même pour α et γ .

Après dérivation, elle s'écrit :

$$\frac{d\theta}{dt} = \frac{d\alpha}{dt} + \frac{d\gamma}{dt}$$

Puisque les ailes sont horizontales, la vitesse de tangage est la dérivée de l'assiette. Elle peut donc s'écrire :

$$\frac{d\alpha}{dt} = \frac{d\theta}{dt} - \frac{d\gamma}{dt}$$

Ne touchons pas aux deux premiers termes et regardons attentivement le dernier.

La dérivée de la pente de vol, lorsque celle-ci est voisine du palier, est bien l'intensité de la ressource. Elle est due à l'ensemble des forces se manifestant en travers de la trajectoire. Elle est donc représentée tout simplement par l'écriture du principe fondamental de la dynamique sur l'axe Gz_1 , en remarquant que la dérivée de la pente sol est égale au rapport de l'accélération verticale à la vitesse d'avancement.

Le rapport d'une accélération linéaire à une vitesse, linéaire également, est bien homogène à l'inverse d'un temps (le radian est un rapport), donc à une vitesse angulaire.

La somme de $z_\alpha \cdot \alpha$ et de $z_{\delta M} \cdot \delta M$ doit donc représenter la variation totale des forces verticales divisée par la masse. Et le tout est encore divisé par la vitesse d'avancement V.

Car c'est bien cette variation qui cause la variation du facteur de charge par rapport à sa valeur initiale 1.

Nous venons d'écrire accélération = force / masse !

Il y a bien sûr de nombreuses hypothèses simplificatrices.

La pente du vol doit rester faible, mais comme elle intervient par son cosinus, une variation atteignant une dizaine de degrés n'introduit pas d'erreur importante.

La vitesse ne doit pas varier beaucoup : mais comme nous allons limiter le calcul aux 4 premières secondes, le résultat restera valable.

La variation d'altitude ne devra pas modifier fondamentalement les conditions de pression et de température. Encore une fois, la limitation à 4 secondes suffira à rester en conformité avec cette hypothèse.

Les coefficients aérodynamiques doivent rester constants pendant le mouvement : aux grandes incidences certains termes de rappel peuvent s'« écrouler ». Nous n'irons pas jusque là. Et nous conserverons les ailes horizontales pour que q reste la dérivée de l'assiette de tangage.

Notre système est valable en « petits mouvements », mais l'oscillation est toujours un petit mouvement, sinon il y aurait destruction de l'aéronef !

La troisième équation est très simple à écrire : la vitesse de variation de l'assiette, ailes horizontales, est la vitesse de tangage.

Elle ne sert qu'au calcul de l'assiette dans les cas étudiés.

Le calcul exact des valeurs numériques des termes des équations en fonction des coefficients aérodynamiques, des paramètres massiques et d'inertie, des conditions de vol et de la vitesse sera donné en Annexe II.

Il n'est pas indispensable à la compréhension de la suite de l'exposé.

◊ *Résolution des équations*

Nous nous sommes procurés les moments d'inertie et les masses auprès des constructeurs. Les coefficients aérodynamiques ont été mesurés en vol et ne proviennent pas d'essais en soufflerie. Cela est une garantie de validité des courbes présentées.

Le problème a été traité dans 4 cas différents :

Mirage III, à 300 kt et 30 000 pieds.

Mirage III, à 520 kt et 1 000 pieds.

Mirage III, à 190 kt et 1 000 pieds.

SE 210, Caravelle, à 135 kt, en approche, à 35 tonnes.

Ces avions, volontairement, sont suffisamment vieux ou même retirés du service actif. Ceci pour ne pas avoir d'ennuis avec les Industriels concernés ou avec les Services de la Défense pour divulgation de secrets militaires...

Mais ils sont pratiquement aussi performants que les avions en service actuellement. Sur le plan des performances intrinsèques bien sûr, nous ne considérons pas l'efficacité militaire ou la rentabilité en exploitation commerciale.

Ces équations, qui peuvent exceptionnellement être résolues « mathématiquement », l'ont été lors de l'écriture de ce chapitre, par un procédé numérique extrêmement simple expliqué en annexe II.

Cette méthode présente l'avantage de pouvoir être comprise et utilisée par tous les lecteurs ayant lu l'annexe correspondante et ayant quelques notions élémentaires de calcul numérique. Nous donnerons même dans l'annexe le langage « source » de la partie la plus importante du calcul.

◊ *Présentation des résultats*

Voir les planches 1 à 4, quelques pages plus loin.

Volontairement, tous les cas ont été présentés à la même échelle, ce qui facilite les comparaisons.

Nous allons analyser en détail le cas n°1, en laissant à nos lecteurs le soin de tirer eux mêmes les conclusions de l'observation des 3 autres.

De plus ils leur est conseillé de comparer attentivement les cas entre eux, ce qui leur permettra de se faire une idée de la différence du pilotage entre un avion de transport et un avion de combat.

Rappelons que nous ne présentons que les variations, le tracé des courbes et leur analyse en sont grandement facilités.

En particulier nous n'aurions pas pu tracer toutes les courbes avec des échelles convenables et sur la même feuille de papier sans cette « astuce ».

À l'instant origine, on applique 1° de gouverne à cabrer. Puis la gouverne est maintenue en cette position. Cette manœuvre est donc ce que les mathématiciens nomment un échelon. Apparaît immédiatement une accélération en vitesse de tangage, matérialisée par la pente à l'origine de la courbe q.

Il est impossible de distinguer, à cette échelle, l'abaissement transitoire de l'avion dû à la portance initiale vers le bas de la profondeur, un « listing » numérique le montre parfaitement.

Cette accélération en tangage entraîne, après une première intégration, l'apparition d'une vitesse de tangage. Ceci se manifeste par l'allure de q : une droite ascendante au départ.

Avec un léger retard, du au fait que l'on passe de la vitesse de tangage à l'assiette par une « intégration », l'assiette θ se met à augmenter, mais elle « démarre » tangente à l'axe des temps.

Elle entraîne à sa suite l'augmentation de l'incidence avec la même allure au départ : tangente à l'axe des temps.

Mais dès que l'incidence apparaît elle atteint en une seconde une valeur supérieure à la valeur finale, où elle va se stabiliser après les 4 secondes. Presque le double !

L'avion, en une seconde, a donc largement dépassé l'incidence d'équilibre final. La variation de portance appliquée au foyer donne alors un énorme moment piqueur et l'assiette de tangage revient alors fortement vers le bas. La pente négative de la courbe q au bout d'une seconde le prouve.

Cette pente négative a une valeur absolue presque égale à la pente positive initiale due au braquage de gouverne.

Et montre clairement la cause profonde de l'oscillation d'incidence, à savoir le dépassement transitoire de sa valeur par rapport à la valeur d'équilibre final.

Il peut paraître intuitif à nos lecteurs savants que ce dépassement transitoire sera d'autant plus important que l'avion sera « inerte » par rapport aux forces aérodynamiques : nous ne verrons jamais ce

dépassement sur un avion faiblement chargé au mètre carré. Il apparaît clairement que la période de l'oscillation est voisine de deux secondes.

Au bout de 4 secondes, cette oscillation ne s'est pas amortie complètement, elle a diminué de seulement 50%.

L'assiette présente les mêmes oscillations que l'incidence, pratiquement à la même amplitude, mais la différence « asymptotique » est flagrante :

L'incidence tend vers sa nouvelle valeur d'équilibre.

Cette nouvelle valeur d'équilibre provoque un surcroît de portance, par rapport à la portance de palier, qui provoque une ressource, qui se traduit par une augmentation « moyenne » de l'assiette proportionnelle au temps écoulé.

L'assiette oscille autour d'une droite ascendante.

La pente, différence entre l'assiette et l'incidence, présente donc une ascension asymptotique évidemment égale à celle de l'assiette.

Nous laissons maintenant aux lecteurs le soin de terminer cette analyse.

Planche 1

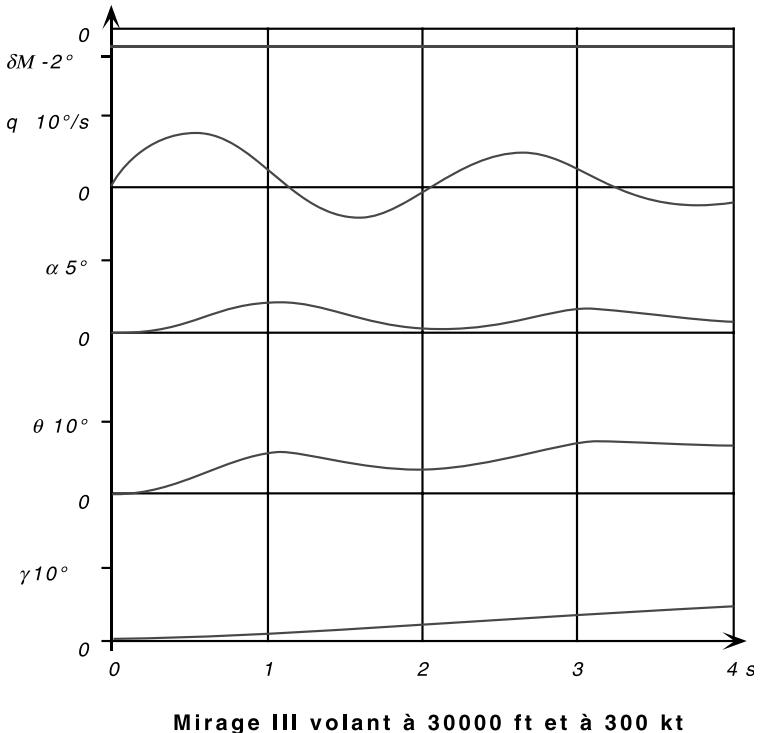
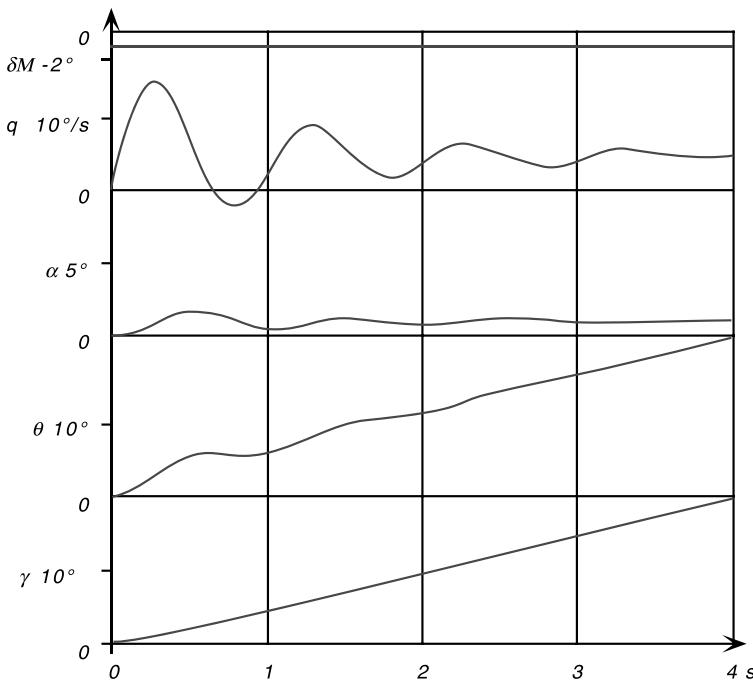
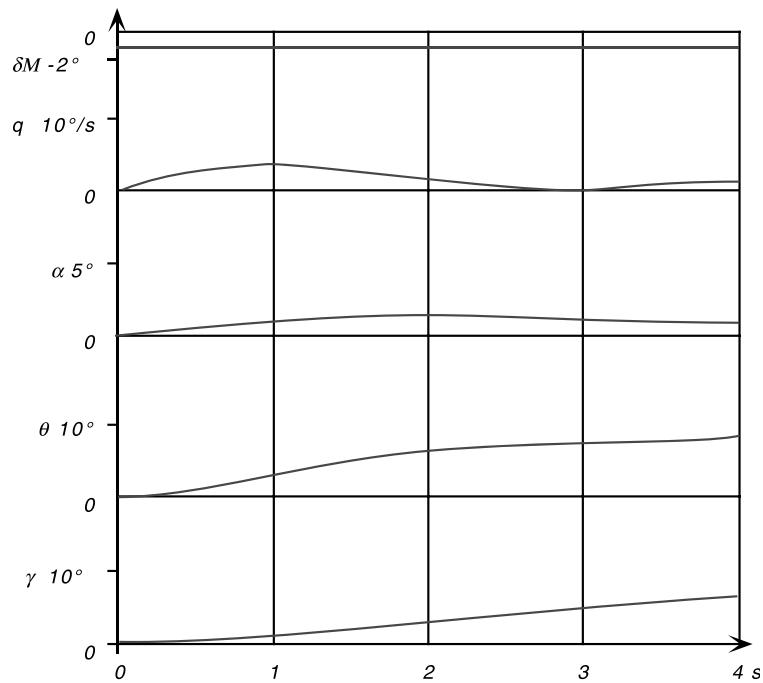


Planche 2

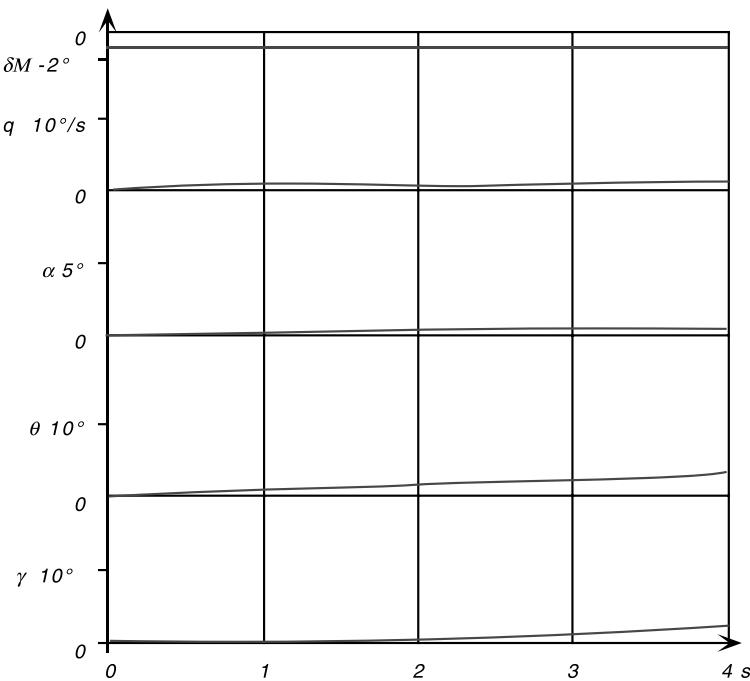


Mirage III volant à 1000 ft et à 520 kt

Planche 3



Mirage III volant à 1000 ft et à 190 kt

Planche 4**SE 210 Caravelle de 35 t volant à 135 kt****■ Conséquences sur le pilotage**◊ *Mise en garde*

Nous devons dire d'abord que, concernant les 4 cas traités et présentés à nos lecteurs, nous n'avons fait aucune hypothèse sur la force qu'il fallait exercer au niveau de la colonne de pilotage pour effectuer cet échelon de 1° .

Cela doit découler d'une analyse de la technologie de la timonerie, en particulier de l'étude du système de restitution d'efforts artificiels, indispensable pour les avions servo-commandés.

De plus et c'est le cas du Mirage III, certains avions doivent être munis, en plus, de vérins repoussant la colonne de manche lorsque des facteurs de charge trop importants risquent d'être atteints pour des braquages faibles.

La réponse transitoire de la Caravelle n'oscille que très peu, néanmoins cette oscillation est perceptible sur les courbes et sur le listing. Mais il faut bien comprendre que même dans le cas où il n'y a aucun dépassement transitoire, ce phénomène porte quand même le nom d'oscillation d'incidence car le modèle mathématique est identique pour tous les avions.

Les cas d'oscillation présentés pour le Mirage III conduisent à un pilotage possible pour un pilote entraîné, mais fatigant à la longue, mais aussi à l'impossibilité totale d'effectuer un tir aux armes de bord parce que la visée serait trop imprécise.

Comme les armes de bord étaient, initialement, les seules disponibles pour l'avion, il a été équipé d'un amortisseur de tangage basé sur une détection gyrométrique de q . La sortie du gyromètre, filtrée par un circuit passe-haut, est envoyée sur une partie de la gouverne de profondeur. Cela revient à augmenter fictivement la valeur de m_q .

◊ *Pilotage de trajectoire*

Il apparaît très nettement sur les courbes que l'assiette oscille comme l'incidence.

Mais la pente, qui est la différence, de ces deux paramètres n'oscille pratiquement pas, sa réponse est beaucoup plus plate.

À l'échelon de gouverne, la pente « répond » en **rampe**. Elle répond « en vitesse de variation » à un échelon de profondeur.

Des études effectuées par des « ergonomistes » ont montré que ce type de réponse est celui qui est le plus adapté à l'opérateur humain. C'est celui de la direction de la voiture automobile qui, hormis de rares cas, ne présente pas la moindre difficulté :

À un échelon de volant correspond une vitesse angulaire de rotation du véhicule.

Il était donc tentant d'essayer de piloter directement la trajectoire. Cela a été réalisé...

Il y avait changement d'habitudes parce que la lenteur du départ en pente, relativement au départ de l'assiette imposait, pour éviter un « sur-contrôle » de l'avion par son pilote , une observation à la loupe du paramètre pente. Et cette observation ne pouvait s'effectuer convenablement que dans un viseur de tir modifié.

Mais il faut bien comprendre que cette lenteur, que les techniciens de l'Aéronautique et des Asservissements nomment réponse à déphasage non minimal est la même, qu'elle soit observée dans un viseur ou qu'elle soit imperceptible avec une instrumentation conventionnelle et ne peut en aucun cas constituer un argument contre le pilotage direct de la pente dans le monde extérieur qui constitue un progrès phénoménal dans le pilotage des avions.

■ **Évolution possible de la gouverne de profondeur**

La conclusion qui s'impose est que la gouverne de profondeur est la gouverne de trajectoire, mais surtout, pour le moment, que c'est la seule !

C'est elle qui permet la « modulation » de l'incidence permettant de faire varier la portance et de créer des inflexions verticales de la pente de vol. L'observation des courbes montre qu'elle n'est pas très bien adaptée à ce rôle sur les avions classiques. Sur Caravelle en approche, l'incurvation de trajectoire ne démarre vraiment qu'environ 2 secondes après l'action sur la gouverne. Cela est dû à deux raisons qui s'ajoutent :

- La gouverne commence par faire partir l'avion dans l'autre sens, pas beaucoup, mais le retard est là.
- L'inertie en tangage de l'avion, cause profonde de l'oscillation d'incidence, entraîne un retard à l'apparition de la variation d'incidence, donc de la portance.

Ce retard est négligeable sur les avions à période courte, avions légers ou avions de combat ; il peut devenir important sur avions de transports de gros tonnage.

Les spécialistes de la mécanique du vol disent de la gouverne de profondeur qu'elle est « à déphasage non minimal ».

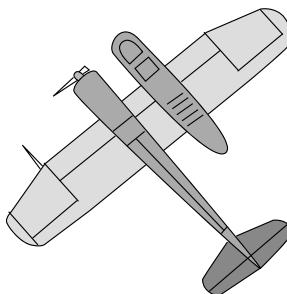
Les avions à empennage canard résolvent parfaitement le premier problème et contribuent à améliorer le deuxième. Mais un jour, peut-être, les avions seront munis d'une « gouverne directe de portance » donc d'une gouverne de trajectoire.

Chapitre VI

MÉCANIQUE DU VOL LATÉRALE

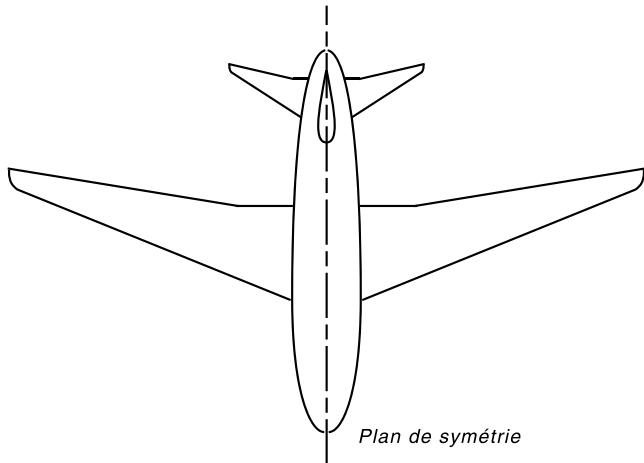
Dans ce chapitre, nous tenterons de modéliser mathématiquement les phénomènes relatifs à la mécanique latérale de l'avion. Nous introduirons donc au fur et à mesure des termes qui traduiront chacun des comportement aérodynamiques ou mécaniques de l'aéronef. Nous étudierons tour à tour les mouvements dit « propres », c'est-à-dire ceux qui sont observés sans braquage de gouverne ou sans commande délibérée de la part du pilote et les mouvements résultant de certaines de ces commandes.

L'avion a toujours un **plan de symétrie**. Dans l'histoire de l'aviation, il y a eu deux exceptions à cette règle. Un avion de reconnaissance allemand du début du deuxième conflit mondial, à la fin des années 30, avait une « nacelle » contenant la cabine d'équipage montée parallèlement à un fuselage possédant un moteur à l'avant. Il n'a pas eu une brillante carrière, car il était trop étrangement nouveau pour l'état-major allemand. En Amérique, récemment, un constructeur d'avion extraordinaire, Burt Rutan, a imaginé que sur bimoteurs à hélices, la symétrie aérodynamique était préférable à la symétrie géométrique et vient de construire un merveilleux avion obéissant à ce principe, le Boomerang.



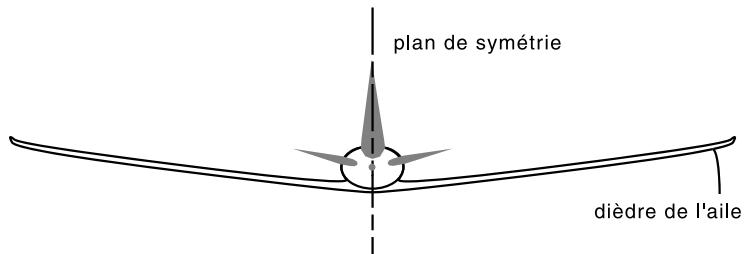
Le Blohm und Voss Bv.141a

Hormis ces exceptions, il est possible d'associer à tout élément de l'avion un élément homologue situé de l'autre côté du plan de symétrie.



Ce plan est défini par l'axe longitudinal du fuselage et la normale à un plan contenant les ailes, ces dernières étant ramenées à calage et dièdre nuls.

le plan de symétrie est « l'objet » principal de la Mécanique du vol latérale



Ce plan de symétrie est également le plan contenant l'axe du fuselage et la médiatrice de deux points homologues de l'avion, par exemple l'avant des deux saumons d'aile.

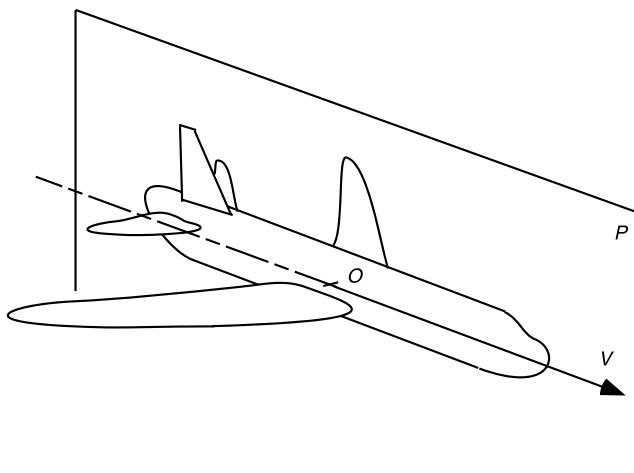
Par comparaison avec un être humain, ce serait le plan contenant le sternum et l'épine dorsale... quand on se tient droit. On dit en effet d'un être humain qu'il marche droit lorsque sa trajectoire est contenue dans ce plan : cela veut dire que sa colonne vertébrale va passer là où vient de passer son

sternum. Lorsqu'il marche de travers, la trajectoire peut aller de l'omoplate gauche au sein droit, cela est probable quand le taux d'alcool dans le sang dépasse les valeurs admises.

Les maîtres d'équitation disent qu'un cheval marche droit lorsque les postérieurs (les jambes arrières du cheval), passent dans la trace laissée dans le sable du manège par les antérieurs (les jambes de l'avant).

Cette définition reste valable même si le cheval décrit un rond dans le sable d'un manège : marcher droit n'est pas incompatible avec une trajectoire circulaire.

Pour un avion, voler droit c'est suivre dans la masse d'air une trajectoire pouvant être représentée localement par un vecteur vitesse issu du centre de gravité et contenu dans le plan de symétrie. Au début du chapitre 5, nous avons vu que l'objet « aérodynamique » avait tendance à se mettre en travers longitudinalement. Cela est vrai également en latéral.



lorsque la vitesse n'est plus contenue dans le plan de symétrie, l'avion dérape

Dans ce cas, on dit que l'objet **dérape**.

Un des problèmes principaux de la mécanique du vol latérale, au niveau de la conception de l'avion, est de faire en sorte que l'avion vole droit, à dérapage maintenu constamment faible, sans intervention de son équipage

et aussi bien en vol rectiligne qu'en virage. Ce dernier point étant souvent ignoré par les utilisateurs.

La mécanique du vol latérale étant relativement complexe, nous n'allons l'aborder que progressivement. Le plan de ce chapitre est conçu de façon que l'on puisse appréhender les caractéristiques latérales de l'avion au fur et à mesure qu'elles se présentent, en évitant une présentation générale préalable, plus classique certes, mais plus difficile à assimiler pour les lecteurs non familiarisés avec la mécanique rationnelle.

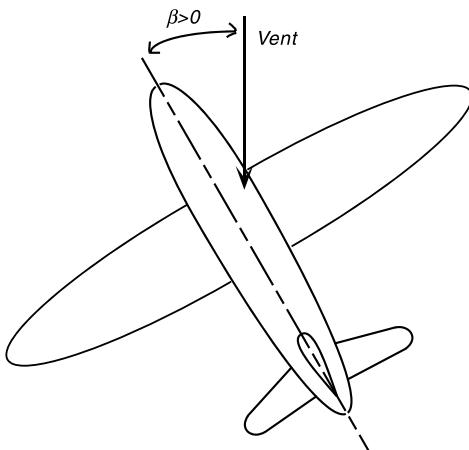
Lorsque les paramètres influents seront connus, nous finirons par l'étude d'un modèle mathématique simplifié mais suffisant pour illustrer ce que nous aurons présenté.

VI.1. La maîtrise du dérapage

Le dérapage est défini simplement par l'angle entre la vitesse de l'avion dans la masse d'air et sa projection dans le plan de symétrie. Il résulte de cette définition que le dérapage est bien nul lorsque la vitesse est contenue dans le plan de symétrie. Le dérapage se note β . Il est positif lorsque la vitesse a une composante le long de l'aile droite, en fait sur l'axe transversal Gy_1 du trièdre lié à l'avion.

Cela signifie que lorsque le dérapage est positif, un pilote installé dans un avion dépourvu de verrière recevrait le courant d'air sur la joue droite.

La compréhension de la mécanique du vol latérale passe d'abord par celle des phénomènes principaux liés au dérapage et à son contrôle. Pour cela, nous allons commencer par analyser les moyens dont disposent les avionneurs pour faire un bon avion et les problèmes qu'ils rencontrent lorsqu'ils les mettent en œuvre.



■ La stabilité de route et la spirale

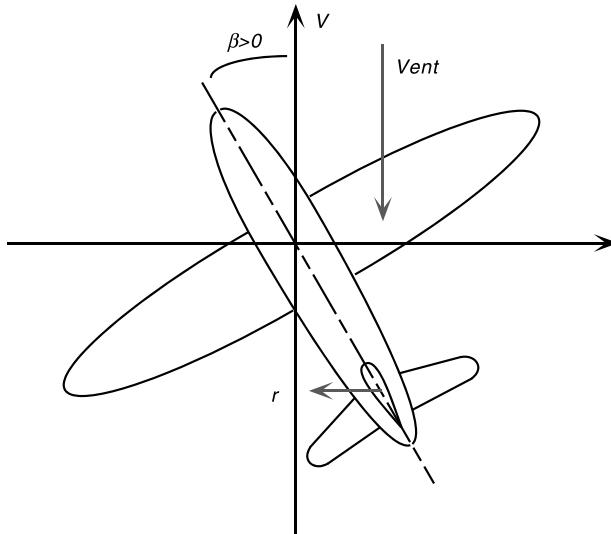
La première idée venant à l'esprit pour éviter le dérapage est de placer une plume à l'arrière de l'avion afin qu'il garde son nez dans la direction d'arrivée du courant d'air, comme une flèche. En somme, on souhaite lui donner le comportement d'une girouette.

La plume se nomme alors **dérive** : c'est la surface verticale placée à l'arrière du fuselage.

Mais la flèche n'a pas d'ailes, alors que l'avion en possède obligatoirement (sinon ce ne serait pas un avion). Nous allons analyser l'influence de la dérive sur l'avion, puis sur ses ailes.

Son action est très simple à décrire : si l'avion dérape, à droite par exemple, le courant d'air frappe le côté droit de la joue du pilote et de la dérive, qui prend alors une incidence. Il en résulte une portance vers la gauche, créant au niveau du centre de gravité de l'avion un moment faisant tourner l'avion vers la droite et qui tend à ramener son nez « dans le vent relatif ».

la dérive ramène le nez de l'avion dans le lit du vent



Cet effet se nomme **stabilité de route**.

L'action de la dérive consiste à résorber le dérapage en faisant pivoter le fuselage dans la direction d'arrivée de l'écoulement. Son effet est analogue à celui d'une girouette et peut prendre également le nom d'effet de girouette.

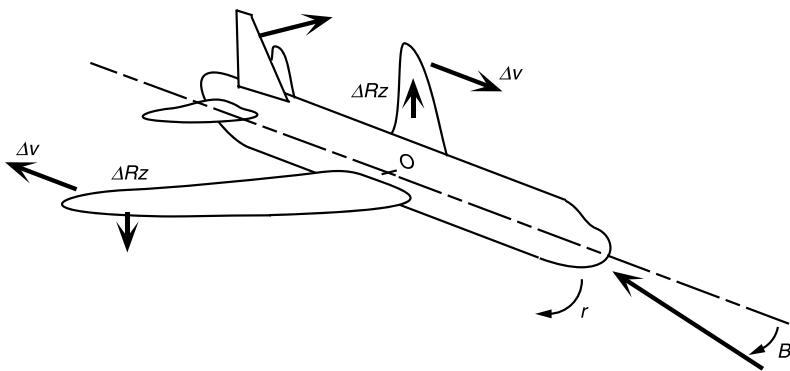
Stabilité de route = effet de girouette.

Le terme traduisant mathématiquement cet effet est n_β . Il est numériquement égal à l'accélération en lacet, autour de l'axe Gz_1 , communiquée par un dérapage égal à l'unité d'angle.

n_β s'exprime donc en degrés par seconde au carré par degré.

Son signe est positif lorsqu'à un dérapage positif correspond une accélération angulaire vers la droite, donc positive. C'est généralement le cas, autrement dit, n_β est presque toujours positif.

Nous allons étudier maintenant une conséquence de l'action de la dérive.



Supposons l'avion entrant dans une rafale venant de la droite. n_β étant positif par hypothèse, il apparaît une accélération angulaire de **lacet** vers la droite et le nez revient dans le vent avec une vitesse angulaire de lacet, donc autour de l'axe Gz_1 . Cette vitesse, notée r par convention, est positive, donc vers la droite dans le cas que nous considérons.

Mais cela entraîne, pour l'aile gauche, un petit accroissement de la vitesse et corrélativement une diminution de vitesse pour l'aile droite. Toutes choses égales par ailleurs, un accroissement de vitesse entraîne un accroissement de **portance**.

Il en résulte, en l'absence d'une précaution que nous allons longuement décrire plus loin, un moment de roulis à droite. Cet effet se nomme :

« moment de roulis dû à une vitesse de lacet »

Désigner cet effet par « roulis induit » est absolument incorrect car cela crée une confusion fâcheuse entre l'action qui crée le mouvement, qui est un moment et l'effet de ce moment, après une intégration, qui est la vitesse de roulis résultante. Nous voyons bien que le « roulis induit » était bien une source de confusion malheureusement trop répandue.

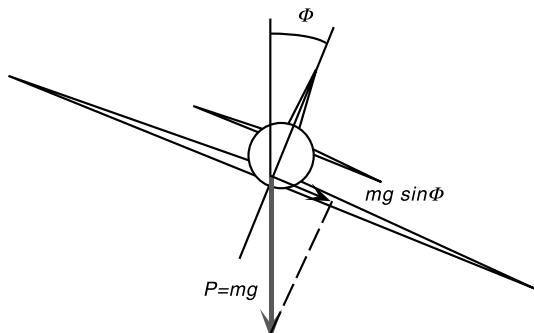
Nous allons voir qu'il existe d'autres moments de roulis que nous ne considérons pas pour l'instant. Cet effet est un moment et lorsqu'on le divise par le moment d'inertie en roulis de l'avion, la valeur numérique de l'expression correspondant à son effet, notée λ_r dans le modèle mathématique, définit une accélération angulaire de **roulis** correspondant à une vitesse angulaire unité en lacet.

λ_r est donc généralement positif pour les avions « normaux ».

L'accélération angulaire de roulis effective s'écrit donc $\lambda_r \cdot r$.

Cette accélération angulaire de roulis finit par établir une vitesse de roulis vers la droite, autour de l'axe Gx_1 et l'avion commence à pencher à droite. Mais s'il penche à droite, apparaît le long de l'aile droite une composante de la pesanteur. Par analogie, on peut considérer que nous sommes en présence d'un simple plan incliné et les objets posés dessus se précipitent, plus ou moins vite, vers le bas.

Notre avion « tombe » lui aussi vers la droite, entraîné par la composante de pesanteur qui vaut : $m.g.\sin\phi$.



« tourner »
« virer »
c'est différent !

Rappelons que nous étudions un mouvement naturel (mouvement propre), donc nous supposons qu'aucune action n'est effectuée sur les commandes.

Si notre avion tombe vers la droite, il va à l'encontre de l'atmosphère sur sa droite et cela augmente le dérapage initial qui était déjà de droite.

Tout se poursuit, en s'amplifiant !

Précisons nos définitions :

Tourner, c'est pivoter autour d'un axe passant par le centre de gravité sans modification de trajectoire. Par exemple, on tourne en lacet.

Virer, c'est modifier la direction de la projection de la trajectoire sur un plan horizontal.

Note : Nous verrons plus loin que dès que l'avion penche, il vire, c'est à dire que sa trajectoire s'incurve dans le sens où il penche.

Une analyse simple montre qu'un avion ne peut virer indéfiniment sans tourner : à 180° de virage, il aurait son croupion dirigé vers l'avant !

La stabilité de route, créée par la dérive et qui impose à l'avion de tourner en même temps qu'il vire (c'est là son côté bénéfique), peut provoquer l'apparition d'un mouvement continu ressemblant à un virage de plus en plus serré et descendant, si aucune action n'est exercée sur les gouvernes.

Ce phénomène, où la stabilité de route agit essentiellement sur le roulis par l'intermédiaire d'un terme de couplage I_r , porte le nom de **spirale**.

C'est un **mouvement propre** de l'avion : aucune gouverne n'a jamais été braquée au cours du processus.

Un constructeur d'avion est donc limité, dans les possibilités de réduire le dérapage en faisant tourner l'avion à l'aide d'une dérive. Trop de stabilité de route peut entraîner une spirale divergente, c'est à dire se serrant de plus en plus.

Nous allons voir bientôt comment il est possible de maîtriser la spirale. Elle ne doit pas être trop divergente, sinon l'avion abandonné à lui-même – cas du pilote consultant une carte en vol sans visibilité – risquerait de se retrouver rapidement à très forte inclinaison et en piqué accentué.

En résumé, la stabilité de route résorbe le dérapage en faisant tourner le fuselage vers le vent.

Le résultat peut « exciter », en l'absence de certaines précautions que nous allons étudier, un mouvement naturel de l'avion qui peut en rendre la conduite difficile : c'est la spirale. Cela limite le constructeur dans son application.

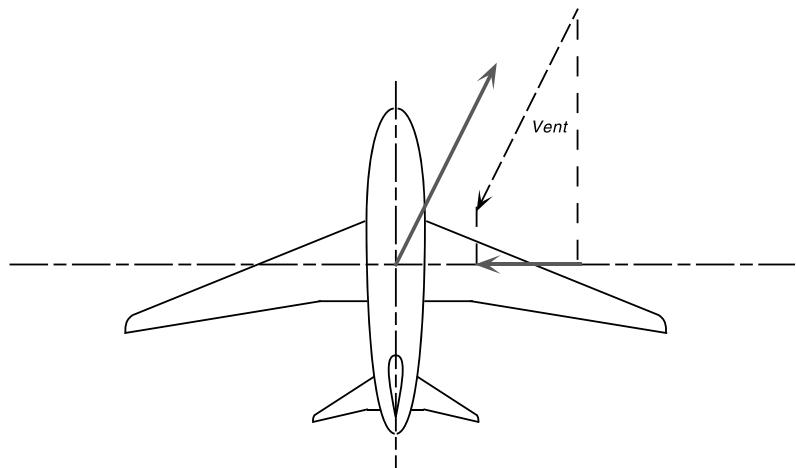
■ **L'effet dièdre**

Il est parfaitement possible de maîtriser le dérapage par un autre procédé que la stabilité de route.

S'il y a dérapage, c'est que la trajectoire de l'avion n'est pas contenue dans son plan de symétrie.

Nous allons voir qu'il est possible de résorber le dérapage en faisant effectuer à l'avion, d'une manière naturelle (sans action sur les gouvernes), une incurvation de trajectoire la ramenant dans le plan de symétrie.

Supposons que nous relevions franchement les ailes d'un avion à ailes basses, autrement dit, que nous lui donnions du dièdre.

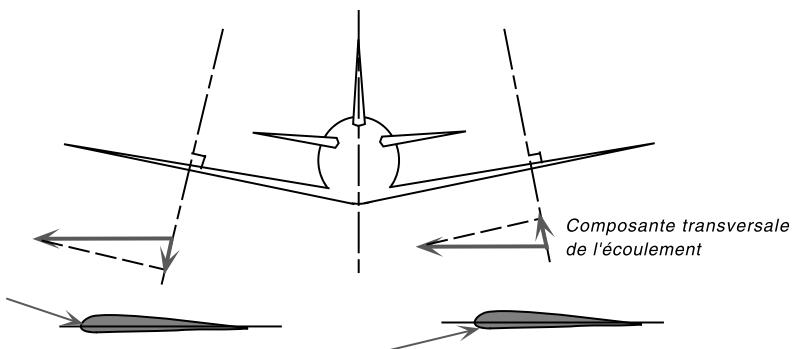


S'il apparaît à un instant quelconque du dérapage, à droite par exemple, c'est que la trajectoire de l'avion dans la masse d'air s'écarte du plan de symétrie, vers la droite.

L'avion vole légèrement « en crabe », vers la droite.

Le courant d'air arrive sur la joue droite du pilote, cela signifie qu'il existe une composante de l'écoulement vers la gauche.

Dessinons les normales aux deux ailes. La composante de l'écoulement se projette sur la normale à l'aile droite de bas en haut et sur la normale à l'aile gauche de haut en bas.



l'effet dièdre participe à la maîtrise du dérapage

Il en résulte une augmentation d'incidence de l'aile « au vent » et une diminution de l'incidence de l'aile « sous le vent ». Il apparaît plus de portance sur l'aile droite, donc un moment de roulis de sens opposé à la direction du dérapage.

Le premier effet de ce moment de roulis est de créer une accélération angulaire puis une vitesse de roulis, ici à gauche, donc l'apparition d'un angle de gîte (inclinaison) négatif. Cela entraîne les deux conséquences suivantes :

L'avion commence à « tomber » à gauche, ce qui initialise une réduction du dérapage à droite.

Puis, du fait de cet angle de gîte, il tend à amorcer un virage à gauche qui a pour effet de ramener la trajectoire vers le plan de symétrie. Insistons sur le fait que ce virage est une incurvation de la trajectoire, due à une force transversale, sans rotation en lacet du fuselage. C'est pour cette raison que le dérapage se résorbe. Cette incurvation ramène le « vent relatif » dans le plan de symétrie de l'avion.

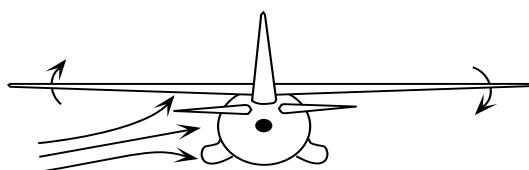
Ce moment de roulis dû au dérapage et résultant du fait que les ailes ont été relevées se nomme effet dièdre.

Lorsque les ailes sont relevées, l'effet dièdre est dit négatif, puisque à un dérapage positif (à droite), correspond un moment de roulis négatif, vers la gauche.

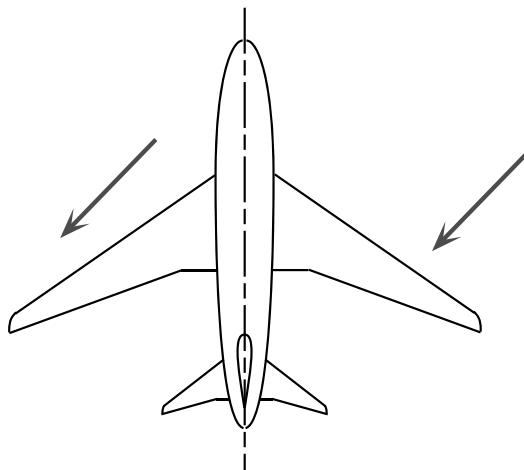
Le terme du modèle mathématique simplifié s'écrira $I_{\beta} \cdot b$ comme moment de roulis divisé par le moment d'inertie en roulis, indice β , dû au dérapage. Sa valeur numérique, dans notre modèle, correspondra à l'accélération angulaire de roulis due à un dérapage unité.

Remarques :

Il est souvent inutile de relever les ailes des avions à ailes hautes. En effet, lorsqu'ils dérapent, les surpressions qui se localisent sur le flanc « au vent » du fuselage agissent de manière suffisante sur la voilure pour créer un moment de roulis de signe et d'amplitude suffisante. Cela est confirmé par la simple observation de quelques avions de ce type : les Cessna, Transall ou ATR ont les ailes très peu relevées.



Il est presque toujours inutile de relever les ailes en flèche. En exagérant le dérapage il est visible que l'aile au vent sustentera davantage que l'aile sous le vent. En fait, la flèche crée de l'effet dièdre.



L'aile au vent est mieux attaquée que l'aile sous le vent

Signalons que certains avions à forte flèche ont un effet dièdre tel que l'on est amené à abaisser leurs ailes, parce que trop de stabilité est toujours nuisible.

En résumé, les constructeurs d'avions disposent d'un second procédé pour résorber le dérapage qui n'impose pas à l'avion de tourner, mais qui peut le faire virer : c'est l'effet dièdre, engendré par le dièdre des ailes lui-même, ou bien par leur flèche.

■ **Effet du dièdre sur la spirale**

Reprendons le phénomène spirale, lorsqu'il était franchement engagé, un peu plus haut. Ajoutons alors de l'effet dièdre.

Lorsque l'angle de gîte apparaît à droite l'avion accentue son dérapage à droite par effet de « chute » vers la droite. La dérivée du dérapage comporte un terme en $g \cdot \sin \phi / V$, nous le verrons plus loin.

S'il y a de l'effet dièdre de signe convenable (négatif), il apparaît alors un moment de roulis à gauche, donc négatif, qui peut s'opposer au moment de roulis dû à la vitesse de lacet. Ce moment peut même être suffisant pour empêcher l'avion de s'incliner et même pour le redresser.

Nous sommes toujours en présence du phénomène « spirale ». Mais cette spirale est devenue convergente dans le cas où l'avion redresse, sans intervention sur les gouvernes, un virage bien engagé.

Note :

Tous les vieux modélistes ont connu ce problème étant jeunes. Lorsqu'un modèle non radio-commandé refusait le vol rectiligne, quel que soit le réglage des petits compensateurs en feuille d'aluminium collés aux différents bords de fuite... un changement de dièdre de quelques degrés suffisait à résoudre le problème.

Le phénomène « spirale » est en fait un peu plus complexe. En première approximation, on peut considérer que la spirale est divergente quand le produit des termes qui l'*« engagent »*, c'est à dire qui lui imposent de se serrer de plus en plus : (stabilité de route \times roulis dû à la vitesse de lacet) est supérieur au produit des termes qui la redressent : (effet dièdre \times amortissement en lacet).

Car il existe un terme d'amortissement en lacet, moment de lacet dû à une vitesse de lacet, qui résulte à la fois de l'incidence créée sur la dérive par une vitesse de lacet et du fait que l'aile qui avance le plus vite « traîne » plus.

Il s'écrit n_r , accélération de lacet dû à une vitesse unitaire de lacet et il est généralement négatif.

La spirale est dite divergente lorsque en ne prenant pour simplifier que les termes aérodynamiques principaux qui régissent la spirale.

$n_\beta \cdot l_r > l_\beta \cdot n_r$
et inversement.

Le phénomène est en fait un peu plus complexe : par exemple, l'amortissement en roulis que nous allons décrire bientôt a une influence, mais la description que nous venons de donner est suffisante à la compréhension du vol de l'avion.

Nous pouvons conclure provisoirement que l'on fait voler un avion droit par le dosage judicieux des deux moyens « aérodynamiques » dont disposent les constructeurs, à savoir effet dièdre et stabilité de route. C'est la recherche de l'agrément de pilotage en virage qui conditionne ce compromis.

Remarque importante :

L'effet global anti-dérapage que nous venons de décrire agit aussi bien sur l'avion en virage que sur l'avion volant en ligne droite.

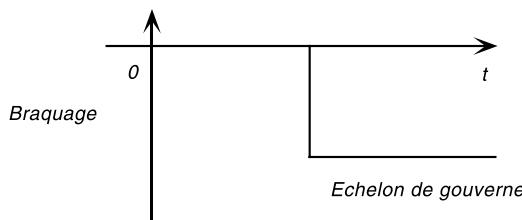
VI.2. Le mouvement propre en roulis

La vitesse angulaire de roulis est une rotation autour de l'axe Gx_1 . Elle est positive lorsque, vue du pilote, l'aile droite s'enfonce. Elle ne constitue pas, en elle-même, un mouvement propre de l'avion et se note p .

Nous allons étudier un mouvement naturel, donc propre à l'avion non piloté, qui peut être observé dans les deux cas suivants, par exemple :

Une rafale ascendante qui agirait sur une seule des ailes de l'avion et lancerait l'avion en vitesse de roulis, on observe que le mouvement naturel se manifeste sous la forme d'une réduction progressive de cette vitesse de roulis.

Deuxième cas : on effectue à l'instant initial un petit braquage des ailerons (un **échelon**) et nous observons la manière dont s'établit la vitesse de roulis.



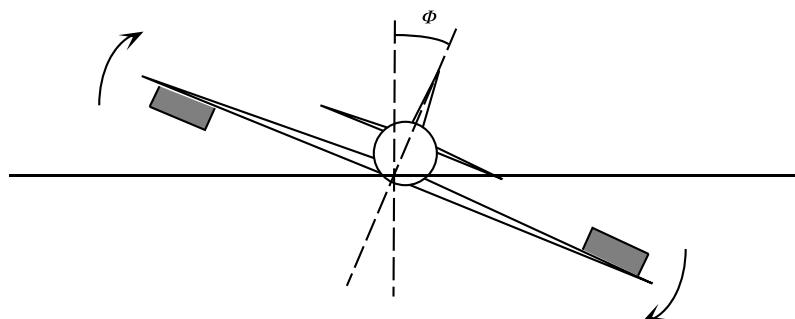
Le deuxième cas correspond aussi à un mouvement propre, car nous observons le mouvement de l'avion qui suit l'échelon, sans aucune action supplémentaire que l'échelon initial.

Nous allons essayer de disséquer le phénomène dans le deuxième cas mentionné, car il est plus facile à expliquer. Insistons encore sur le fait que les deux cas sont équivalents : ils correspondent tous deux à une variation spontanée de la vitesse de roulis p .

Dès le braquage, supposé négatif et correspondant à une élévation de l'aileron de l'aile droit (rotation de cet aileron dans le sens trigo < 0 autour de sa charnière) donc à un moment positif, vers la droite, apparaît un moment en roulis qui impose à l'avion une accélération angulaire de roulis positive dont la valeur numérique est obtenue en divisant le moment par le moment d'inertie de l'avion autour de l'axe Gx_1 (approximation déjà évoquée).

Cette accélération donne à son tour naissance à une vitesse croissante de roulis, positive et vers la droite, notée p .

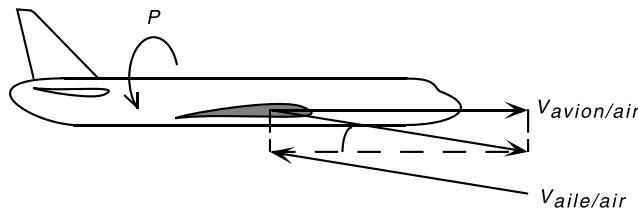
L'aile droite commence alors à s'enfoncer.



Considérons l'écoulement autour d'une section de cette aile droite, située par exemple à mi chemin entre l'emplanture et le saumon d'extrémité.

L'incidence locale de cette section d'aile résulte d'une part de l'incidence initiale de l'avion (celle qui précédait l'échelon) et d'autre part de sa vitesse d'enfoncement locale. Cette vitesse d'enfoncement est manifestement égale à la vitesse de roulis « instantanée » multipliée par la distance de la section considérée à l'axe Gx_1 .

Il en résulte au niveau de la section d'aile considérée un accroissement de l'incidence, égal numériquement au rapport de la vitesse locale d'enfoncement, p_y , à la vitesse d'avancement de l'avion, V .



Cet accroissement est donc variable avec la distance de la section considérée à l'axe longitudinal. Il est beaucoup plus important pour les surfaces de l'aile voisines du saumon d'aile.

Pour chacune des sections, il y a également accroissement de portance.

En ce qui concerne l'autre aile (l'aile « ascendante » vue du poste de pilotage), il y a diminution de portance, puisque diminution des incidences locales.

Il y a donc apparition d'une différence de portance importante entre les deux ailes, donc d'un **moment de roulis dû à la vitesse de roulis**. Un moment de ce type se définit comme moment d'amortissement, car il se comporte comme un frein « visqueux » : il se manifeste uniquement lorsqu'il y a une vitesse de roulis déjà établie et l'intégration des différences de portance entre les deux ailes montre qu'il est proportionnel à la vitesse de roulis, elle-même.

Lorsqu'on le divise par le moment d'inertie en roulis il se note $I_p \cdot p$ et devient une accélération angulaire.

Expliquons la notation.

D'abord I , parce qu'il concerne le premier axe, Gx_1 et que le moment global autour de cet axe se nomme L . (L , sur l'axe Gx_1 , M , sur l'axe Gy_1 et N , sur l'axe Gz_1).

On passe des moments, qui se notent par des majuscules, aux accélérations correspondantes en divisant par le moment d'inertie en roulis et l'on note les accélérations unitaires avec des minuscules.

L'indice p concerne donc une accélération angulaire due à une vitesse angulaire de roulis d'une unité d'angle par seconde.

Le produit par la valeur numérique instantanée de la vitesse de roulis nous donne alors la part de l'accélération angulaire de roulis due à la vitesse de roulis, p .

Le résultat de ces opérations, $I_p \cdot p$, est négatif : à une vitesse de roulis positive, vers la droite, correspond un moment qui tend à s'y opposer, donc vers la gauche.

Une écriture extrêmement simplifiée du modèle représentant le mouvement en roulis résultant d'un échelon d'aileron serait donc, puisque le dérapage est supposé nul au départ de l'échelon :

$$\frac{dp}{dt} = I_p \cdot p + I_{\delta_L} \cdot \delta_L$$

Nous négligeons provisoirement l'effet dièdre.

I_{δ_L} est l'accélération angulaire due à un braquage unité des ailerons et δ_L est le braquage de ces ailerons.

$I_{\delta L}$ quantifie donc l'efficacité de ces ailerons par l'accélération en roulis que communique à l'avion un braquage unitaire de cette gouverne. Rappelons que la norme impose à $I_{\delta L}$ de donner un moment négatif pour un braquage positif : notre échelon à droite sera donc négatif mais le produit $I_{\delta L} \cdot \delta_L$ sera lui positif.

Au départ, p est nul. L'avion prend donc une accélération angulaire vers la droite, donc positive et égale à $I_{\delta L} \cdot \delta_L$.

Voici la description du phénomène **roulis**.

Au fur et à mesure de la croissance de la vitesse de roulis l'accélération angulaire diminue, puisque le terme d'amortissement $I_p \cdot p$ vient se retrancher du moment « moteur » dû aux ailerons.

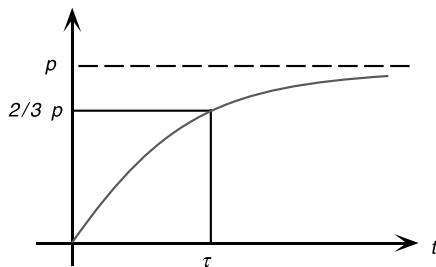
En résumé, l'accélération en roulis crée de la vitesse de roulis, par intégration, mais cette vitesse de roulis, par l'intermédiaire de l'amortissement, vient « résorber » progressivement cette accélération.

Tant que le moment moteur des ailerons sera supérieur en valeur absolue au moment d'amortissement, il y aura accélération de la vitesse de roulis. Donc accroissement du terme en amortissement et inexorablement, le moment d'amortissement va devenir égal et opposé au moment moteur. L'accélération sera alors nulle et la vitesse de roulis constante.

Mais au bout d'un temps théoriquement infini !

Inexorablement, le terme $I_p \cdot p$ va devenir opposé au terme $I_{\delta L} \cdot \delta_L$.

L'allure de la courbe représentant la vitesse de roulis est la suivante :



Les lecteurs mathématiciens auront reconnu une équation différentielle du premier ordre et auront deviné que la courbe que nous venons de représenter est une exponentielle à exposant négatif.

L'inverse du coefficient du temps dans cette exponentielle, donc une quantité homogène à un temps, est la constante de temps de roulis de l'avion et caractérise le mouvement propre.

Elle est souvent nommée tout simplement **le roulis**.

l'amortissement en roulis dépend de la vitesse sur trajectoire

Cette constante de temps est à peu près le temps d'établissement des 2/3 de la vitesse finale du roulis, nous l'avons fait figurer sur la courbe.

L'application d'un braquage d'aileron conduit donc, en première approximation, à une vitesse de roulis constante (nous pourrions dire de tonneau), mais ne s'établissant pas instantanément.

Le temps d'établissement est quantifié par une constante appelée roulis, qui dépend essentiellement de la vitesse, pour un avion donné. En effet, l'amortissement en roulis est dû à une variation d'incidence locale des sections de l'aile, qui est un rapport de la vitesse de roulis à la vitesse d'avancement de l'avion.

Lorsque la vitesse d'avancement augmente, l'influence de la « différentielle » de portance entre les deux ailes diminue et il en résulte que la vitesse de tonneau due à un braquage donné des ailerons augmente. En première approximation, la vitesse de tonneau stabilisé est proportionnelle à la vitesse d'avancement, pour un échelon donné.

C'est une des raisons qui imposent une légère majoration de la vitesse d'approche en forte turbulence : l'efficacité des ailerons augmente linéairement avec la vitesse et permet de corriger plus sûrement le roulis créé par les rafales. De même, une diminution raisonnable du braquage des hypersustentateurs améliore la vitesse de roulis par réduction du terme d'amortissement.

La même constante de temps concerne évidemment le « freinage » de la vitesse de roulis résultant d'une rafale dissymétrique : la vitesse de roulis, dans ce cas, tend vers zéro mais perd les 2/3 de sa valeur initiale pendant un temps égal à la valeur du « roulis ».

**en forte turbulence,
la majoration de la
vitesse d'approche
augmente
l'efficacité des
ailerons**

Les modèles mathématiques simplifiés que nous présenterons plus loin feront apparaître clairement ce phénomène. Nous verrons que le roulis est généralement court, s'il n'en était pas ainsi, l'avion serait impilotable en latéral.

L'intérêt essentiel de ce paragraphe est d'avoir présenté une explication physique de l'amortissement en roulis et sa conséquence première : le roulis.

VI.3. L'oscillation latérale

C'est le dernier mouvement propre que nous allons décrire. Il est souvent suffisamment amorti pour être pratiquement indécelable, mais présente sur certains avions performants, des aspects spectaculaires.

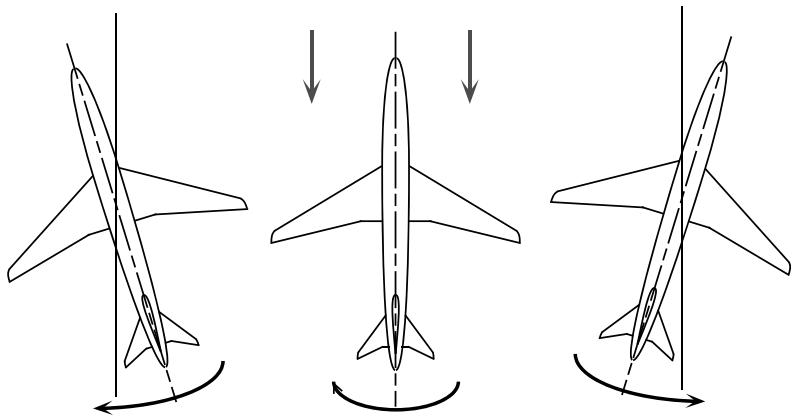
Supposons à un instant donné que le dérapage ne soit pas nul. Cela peut être dû, entre autres causes, à une pénétration dans un gradient de vent latéral ou bien, tout simplement à une action momentanée sur le gouvernail, suivie du retour rapide de cette gouverne à sa position neutre (un créneau négatif de gouvernail).

La stabilité de route se fait immédiatement sentir et si le dérapage était positif, donc à droite, alors il apparaît simultanément au dérapage une accélération angulaire de lacet tendant à ramener le nez de l'avion « dans le lit du vent ».

Lorsque le nez de l'avion aura repris sa position normale (dans le lit du vent), donc lorsque le dérapage sera résorbé, il n'y a aucune raison pour que ce retour au vol sans dérapage s'accompagne exactement d'une vitesse angulaire de lacet rigoureusement nulle.

En d'autres termes l'avion revient au dérapage nul, par une rotation en lacet vers la droite, mais lorsqu'il atteint le dérapage nul il a encore « de l'élan » vers la droite et il dépasse la position d'équilibre.

Il se retrouve donc avec du dérapage à gauche et tout cela recommence dans l'autre sens, bien sûr.



Si l'on écarte, un jour de tempête, la queue du coq du clocher de sa position d'équilibre dans le vent, il se peut que l'on observe, après l'avoir l'avoirdéchue, quelques cycles d'oscillation.

Cette oscillation, dans le cas de l'avion, prend le nom d'oscillation latérale ou oscillation de lacet-dérapage.

Toutefois en ce qui concerne l'avion, les choses se compliquent légèrement du fait que l'avion a des ailes.

Le phénomène oscillatoire de base reste tel que nous venons de le décrire. Les paramètres importants qui définissent les caractéristiques de l'oscillation sont :

- La stabilité de route, qui se comporte comme un « rappel » au neutre.

-
- L'amortissement en lacet, c'est à dire le moment de lacet dû à une vitesse de lacet, divisé également par le moment d'inertie en lacet, qui freine l'oscillation (on doit dire qui amortit).

Ce dernier terme, rappelons-le, est dû essentiellement à l'incidence créée sur la dérive par une vitesse de lacet et au fait que l'aile qui avance plus vite du fait du lacet présente une traînée plus grande. D'où un moment d'amortissement.

Un autre terme agit sur l'oscillation de lacet-dérapage, c'est la **force latérale due au dérapage**. Elle est due à la portance qui résulte du dérapage sur toutes les surfaces « verticales » de l'avion (entre autres la dérive), mais aussi le fuselage et les nacelles de propulsion. Cette force latérale impose à l'avion, au cours de l'oscillation, une trajectoire qui oscille autour de la ligne droite qu'il aurait sans oscillation.

Toutefois, sur tous les avions modernes cette portance latérale est très faible. Nous en parlerons plus longuement lors de l'étude du vol dérapé stabilisé. La trajectoire d'un avion oscillant en lacet-dérapage est très voisine de la trajectoire qu'il suivrait sans oscillation.

L'oscillation de base, créant un mouvement pseudo-sinusoïdal en lacet et en dérapage entraîne un mouvement de roulis de l'avion.

En effet, lorsqu'il y a vitesse de lacet (à droite par exemple), l'aile gauche avance plus vite que l'aile droite, donc porte plus et cela amène un moment de roulis en phase avec la vitesse de lacet et de même signe.

Nous en avons déjà parlé : c'est le moment de roulis dû à une vitesse de lacet. Ce moment est cause d'une « excitation » pseudo-sinusoïdale autour de l'axe Gx_1 . Ce terme n'est pas prépondérant, surtout sur les avions présentant une oscillation de lacet-dérapage peu amortie, donc intéressante.

Au cours de l'oscillation de base, le dérapage devient, par l'intermédiaire de l'effet dièdre, une autre cause d'excitation d'un mouvement de roulis qui prend alors une allure pseudo-sinusoïdale.

Nous allons décrire exactement le phénomène dans le cas où la cause prépondérante du couplage est l'effet dièdre.

Prenons l'instant de l'oscillation de base où l'avion présente une élongation maximum de lacet vers la droite. En d'autres termes, choisissons l'instant où le nez est le plus à droite. Le dérapage est alors voisin de son maximum à gauche. Voisin seulement, pour tenir compte de l'influence de la force latérale dont nous avons parlé, mais très voisin, surtout sur les avions actuels.

En effet souvenons-nous que lorsqu'un ressort rappelle une masse oscillante vers une position centrale, c'est lorsqu'elle se trouve le plus à droite qu'elle est rappelée le plus fortement vers la gauche.

Ce dérapage maximum à gauche correspond à la plus grande valeur du moment de roulis vers la droite résultant de l'effet dièdre.

Donc en cet instant, nez vers la droite, l'avion subit le plus grand moment de roulis vers la gauche. Et comme le mouvement est « harmonique », c'est à dire pseudo-sinusoïdal, en roulis également, cet instant correspond à l'élongation maximum de roulis à gauche.

Quand le nez est « le plus » vers la droite, l'avion est « le plus » penché à gauche.

L'avion subit le plus fort moment en roulis vers la droite lorsqu'il est penché à gauche.

Cela signifie que les vitesses de lacet et de roulis sont sensiblement en opposition de phase.

Rappelons que nous avons formulé l'hypothèse que l'effet dièdre était le terme exclusif de couplage. Cette hypothèse est valable sur les avions performants actuels qui sont très chargés au mètre carré de surface alaire et qui sont dotés de ce fait d'ailes de dimensions modestes.

Il en résulte que l'avion, au cours de l'oscillation de lacet-dérapage, qui devrait sans couplage sur le roulis s'effectuer « à plat », uniquement autour de l'axe de lacet Gz_1 , présente une oscillation simultanée de lacet et de roulis, à la fois autour de Gz_1 et de Gx_1 .

Pourtant, le roulis n'est pas oscillatoire, mais le couplage tend à le présenter comme oscillant à tous les observateurs.

l'oscillation latérale provoque des vitesses de lacet et de roulis en opposition de phase

Il se trouve que sur les avions performants, le pilote ne voit même pas osciller le lacet qui est pourtant la cause initiale de l'oscillation. L'amplitude du mouvement en roulis peut être importante par rapport à celle du mouvement en lacet.

C'est pourquoi ce phénomène est trop souvent appelé à tort le « roulis hollandais » (il a été observé pour la première fois sur un avion construit par un avionneur hollandais).

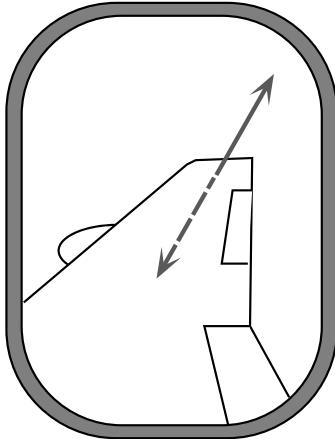
En vol rapide sur un avion performant, l'oscillation latérale (c'est donc son nom), peut presque être « entretenue » en certains points du domaine de vol.

Cela signifie que lancée par une action au gouvernail ou par une rafale, elle va continuer jusqu'à épuisement du carburant.

Si le pilote observe alors une des extrémités d'aile et le paysage sous-jacent, il doit voir que l'avion tourne à droite en se penchant à gauche, et inversement. Cela signifie par exemple que l'aile droite va reculer et s'élever et décrire un segment de droite allant de l'arrière haut à l'avant bas.

La pente de ce segment est d'autant plus importante que le rapport roulis / lacet est grand.

le « yaw damper » amortit le mouvement de lacet, donc l'effet de roulis de l'oscillation latérale, connue sous le mauvais nom de « roulis hollandais »



Si le moment de roulis dû à la vitesse de lacet prend de l'importance, ce segment « s'ouvre » et devient une ellipse dont l'excentricité diminue lorsque I_r prend de l'importance par rapport à I_b .

L'oscillation latérale peut créer une difficulté de pilotage et même devenir dangereuse pour l'avion. On équipe alors l'avion de dispositifs spéciaux dont le plus courant consiste tout simplement à envoyer dans la gouverne de direction un braquage proportionnel au signal émanant d'un gyromètre de lacet et filtré par un filtre passe-haut : c'est **l'amortisseur de lacet** (en anglais le **yaw damper**).

Remarque :

Le signe est donné par : détection de lacet positif (à droite) donnant braquage positif (à gauche). Le filtre passe-haut sert à inhiber l'action du dispositif en virage permanent, car dans ce cas, il risquerait d'augmenter le dérapage résiduel. Cela signifie qu'au terme aérodynamique n_r , négatif mais dont la valeur absolue est insuffisante, on superpose un terme en braquage de gouverne proportionnel à la vitesse de lacet r , négatif également, parce qu'un braquage positif de gouverne correspond à un moment négatif. On a de ce fait augmenté « activement » la valeur absolue de n_r .

L'oscillation latérale termine la description des mouvements naturels de l'avion. La suite de ce chapitre va décrire les effets primaires et secondaires consécutifs aux braquages des gouvernes latérales.

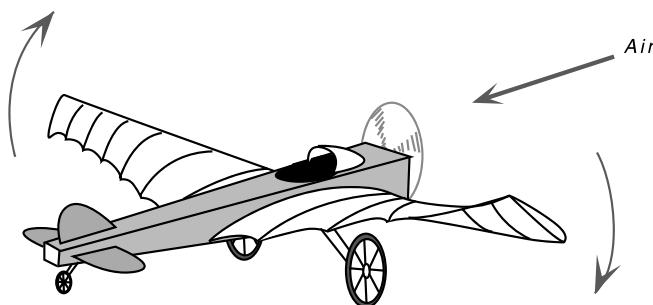
Il ne faut néanmoins pas oublier que lors de ces mouvements, les « modes propres » vont subsister en permanence. C'est pour cette raison que nous avons commencé par leur description qui doit rester présente à l'esprit de nos lecteurs.

VI.4. Actions primaires et secondaires des gouvernes latérales

Nous allons décrire ce qui résulte « immédiatement » des moments créés par le braquage des gouvernes, indépendamment des conséquences plus tardives qui résultent de certains couplages et qui seront décrites par la suite.

■ Gouverne de roulis

Cette gouverne se nomme également **gouverne de gauchissement**, car sur le premier avion où l'on a compris qu'un « gouvernail » de direction était inefficace pour virer et qu'il était indispensable de « pencher » l'avion pour incurver la trajectoire, on a obtenu un moment de roulis en déformant la voilure en torsion, donc en la gauchissant.



Une déformation en torsion ne résulte plus jamais d'une volonté délibérée de le faire, mais nous allons le voir, peut être due à un effet secondaire fortement indésirable.

Suite aux bons résultats obtenus par la méthode qui consistait à se pencher pour virer au lieu de s'obstiner à virer au gouvernail (comme à bord des navires), les constructeurs d'avion ont monté au bord de fuite des extrémités d'ailes des surfaces mobiles agissant en opposition et qu'ils appellèrent des ailerons.

Lorsqu'un aileron s'élève, l'autre s'abaisse.

Note :

Ces ailerons ont très bien fonctionné jusqu'au jour où sur des avions très rapides, on s'est aperçu qu'ils pouvaient fonctionner à l'envers aux grandes vitesses.

L'Armée de l'Air Française a eu en dotation dans certaines escadres de chasse, un merveilleux avion de combat qui possédait cette particularité, partiellement heureusement : en subsonique élevé une faible action du gauchissement à droite faisait pencher à gauche. Mais que les lecteurs se rassurent, l'avion était parfaitement valable et ne faisait pas peur à ses pilotes car une action importante sur le manche finissait toujours par l'incliner du côté désiré.

Quelle était la cause de cette inversion partielle ?

Lorsqu'on soulève l'aileron de l'aile droite, c'est que l'on désire l'abaisser. Mais il peut se produire que l'action vers le bas de l'aileron, agissant près du bord de fuite, amène une torsion de la totalité de la demi-voilure sur elle-même, autour d'un axe parallèle à l'envergure, qui entraîne une augmentation de l'incidence globale de celle-ci... et l'effet est inverse.

En somme, l'aileron peut agir comme un compensateur aérodynamique de bord de fuite qui doit être braqué dans le sens inverse de celui que l'on désire pour la gouverne.

Tout cela pour expliquer que ces dernières décennies ont vu apparaître une nouvelle gouverne, le **spoiler**, qui agit beaucoup plus près de l'axe de torsion de la voilure et dont l'effet consiste à détruire la portance de l'aile que l'on veut abaisser.

Il existe de nombreux avions qui sont munis d'ailerons et de spoilers qui agissent chacun dans la partie du domaine de vol qui leur est favorable : par exemple au décollage et à l'atterrissage, les ailerons sont actionnés, en croisière ils sont neutralisés et les spoilers assurent seuls la maniabilité en roulis.

**aux faibles vitesses,
la gouverne de
gauchissement est
favorable au roulis ...**

Le moment global des forces agissant autour du premier axe, l'axe longitudinal G_x , se note L , il est positif à droite.

La gouverne de gauchissement, quel que soit son mode de construction (ailerons ou des spoilers), se note δ_L .

Le signe de son braquage correspond à une rotation positive d'un aileron de l'aile « positive » (aile droite). Lorsque l'aileron de l'aile droite tourne dans le sens qui correspond au cabré autour de sa charnière, il s'abaisse et soulève donc l'aile droite. Il en résulte un moment de roulis négatif.

Un braquage positif de gauchissement, δ_L , donne un moment de roulis négatif.

Nous définissons ensuite un coefficient d'efficacité unitaire de la gouverne de gauchissement par division par l'inertie en roulis de l'avion. Le terme correspondant s'écrit I_{δ_L} et il correspond à l'accélération en roulis communiquée à l'avion par un braquage unitaire de la gouverne de gauchissement.

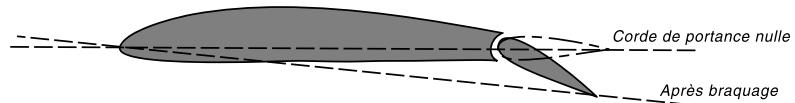
$l_{\delta L}$ est donc négatif.

Comment agissent les ailerons ?

Lorsqu'on braque les ailerons, on fabrique immédiatement deux très mauvais profils d'ailes : l'un à droite, l'autre à gauche.

Considérons d'abord l'aileron qui se baisse. On fabrique un mauvais profil creux et on modifie le calage de sa corde de portance nulle par rapport au profil initial dans le sens qui augmente l'incidence « actuelle ». Il en résulte évidemment un accroissement de portance mais aussi de traînée.

...alors qu'aux grandes vitesses le spoiler est particulièrement adapté



Il est important de comprendre qu'en subsonique, l'effet de l'aileron qui s'abaisse se manifeste non seulement par une augmentation de la pression à l'intrados sur la **totalité de la corde** mais consiste en une modification globale de l'écoulement sur la totalité de l'envergure de l'aile.

Pour l'autre aileron, on fabrique un profil à double courbure et de la même manière, l'effet de gauchissement se manifeste sur toute l'envergure. Dans ce cas, on modifie également la corde de portance nulle, mais dans le sens de la diminution de l'incidence générale de vol.



Dans le cas des spoilers, l'effet destructeur de portance s'explique aisément : on braque une plaque à l'endroit qui sustente le plus, là où sur l'extrados les tubes de courant sont les plus resserrés.

Leur action sur la traînée est tout aussi évidente.

◊ *Action primaire de la gouverne de gauchissement*

La réponse à un échelon de gouverne de roulis résulte immédiatement de l'étude du mouvement propre « roulis » du paragraphe.

Il s'établit une vitesse de tonneau, que nous allons supposer stabilisée très provisoirement, en un temps infini. Mais les 2/3 de cette vitesse de roulis « asymptotique » sont établis en un temps égal à la constante de temps appelée roulis, généralement courte.

La vitesse de tonneau théorique stabilisée que nous obtiendrions est proportionnelle au terme d'efficacité des ailerons $I_{\delta_L} \cdot \delta_L$ et inversement proportionnelle à l'amortissement unitaire en roulis.

En particulier pour le braquage maximum, si celui-ci est bien autorisé au point du domaine de vol où nous nous plaçons, la vitesse maximum théorique de tonneau serait égale en valeur absolue à :

$$p_{max} = \delta_{Lmax} \cdot I_{\delta L} / l_p$$

Elle est donc proportionnelle à l'accélération unitaire des ailerons et inversement proportionnelle à l'amortissement unitaire en vitesse de roulis. Nous avons vu lors de l'étude du mouvement propre « roulis » que cette vitesse de rotation maximum était sensiblement proportionnelle à la vitesse-air de l'avion.

Dans la réalité, nous n'obtiendrions pas un beau tonneau régulier. Nous pourrions observer une « modulation » de la vitesse de tonneau autour d'une valeur moyenne proche de celle qui résulte du calcul précédent. La modulation serait due, pour l'essentiel, au fait que pendant les instants où l'avion est penché à droite, il tend à déraper à droite. Ce dérapage à droite freine une vitesse de roulis installée à droite par l'intermédiaire de l'effet dièdre.

Retenons le résultat principal de ce paragraphe :

La gouverne de gauchissement, en dépit d'un retard imputable au « roulis », est un moyen commode de pencher l'avion. La réponse à un braquage faible ou moyen de cette gouverne est très proche d'une intégration pure, un braquage donne une vitesse angulaire de roulis et cette réponse est celle qui convient le mieux à l'opérateur humain.

◊ Action secondaire de la gouverne de gauchissement

Nous venons d'étudier l'effet principal résultant d'un braquage de la gouverne de gauchissement. Mais il est possible parfois d'observer des effets secondaires de ce braquage. L'action secondaire n'est pas systématique, mais spécifique du type de gouverne utilisée et aux détails de sa construction.

Commençons par décrire le cas des ailerons et décrivons le phénomène qui pourrait se produire dans le cas où des précautions simples pour le contrer ne seraient pas prises.

Ces précautions n'étaient pas connues des pionniers de l'aviation.

Nous avons vu que le braquage vers le bas d'un aileron augmentait immédiatement l'incidence de son aile par décalage de la corde de portance nulle et modification du profil. Il en résulte une augmentation corrélative de la traînée.

Une autre raison d'augmentation de traînée provient du fait que le profil « à cassure » est beaucoup moins bon que le profil d'origine de l'aile, en particulier sa traînée de profil est supérieure.

En ce qui concerne l'aile dont l'aileron s'élève, il y a diminution de son incidence et corrélativement de sa traînée. Avec, bien sûr, légère augmentation de la traînée de profil (mais cet accroissement est plus petit pour l'aile dont l'aileron s'élève).

Il y a donc apparition d'une traînée différentielle entre les deux ailes, qui crée un moment de lacet.

Il se note $n_{\delta L}$ lorsqu'on a divisé ce moment par l'inertie, en lacet bien sûr et que l'on considère l'accélération due à un braquage unitaire des ailerons.

n , pour axe de lacet, indice δL concernant la gouverne de roulis.

Dans le cas des ailerons classiques et sans les précautions dont nous allons parler, il est positif. Un braquage d'aileron positif, donnant un moment négatif donc à gauche peut donner un moment de lacet à droite, donc positif.

Il se manifeste de la manière suivante : lors d'un échelon de gauchissement à droite, il se produit simultanément une accélération de lacet vers la gauche et le nez de l'avion, avant de s'engager franchement à droite, se déplace de quelques degrés vers la gauche et cela peut exciter fortement l'oscillation latérale. Il est impératif de ne plus appeler lacet inverse cette action, son nom doit être obligatoirement : **moment de lacet dû à la gouverne de gauchissement**.

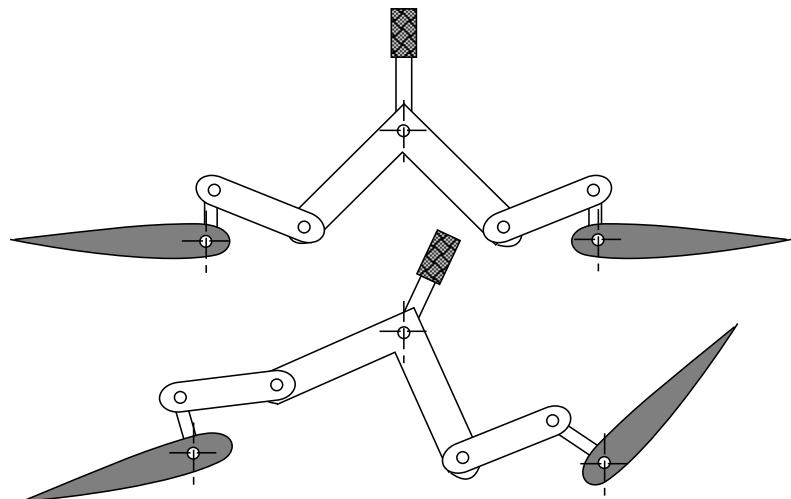
Ce lacet, de sens inverse au « sens » du braquage de gauchissement est devenu l'exception !

En effet, presque tous les avions rapides sont équipés de spoilers et il est bien évident que le braquage du spoiler destiné à pencher l'avion à droite (celui qui va se braquer à l'extrados de l'aile droite) va augmenter la traînée de cette aile et créer un moment de lacet à droite.

D'autre part, tous les bons constructeurs d'avions du monde savent réduire et même annuler l'effet inverse en lacet du braquage des ailerons classiques. Pour obtenir ce résultat, il leur suffit de monter dans la timonerie de commande des ailerons un dispositif différentiel très simple, pouvant être constitué par exemple par un guignol « en bout de course » dans le sens de l'abaissement et imposant à l'aileron qui s'abaisse un braquage beaucoup moins important que celui de l'aileron qui s'élève.

**sur les avions
« modernes »,
le lacet inverse est
une illusion d'optique
ancrée dans les idées
reçues**

La figure suivante illustre le principe du mécanisme de débattement différentiel des ailerons d'un avion léger. Il ne reproduit pas exactement la réalité du dispositif et notamment le système de restitution du mouvement du guignol sur l'axe réel des ailerons. C'est pourquoi ceux-ci sont représentés dans un plan ne correspondant pas à leur déplacement véritable. Ce schéma simple permet néanmoins de comprendre la solution technologique retenue.



Sur un quadriplace de tourisme américain, l'aileron monte de 23° et s'abaisse de 15° .

◊ Conclusions sur la gouverne de gauchissement

Bien construite, cette gouverne fait pencher l'avion et peut lui communiquer éventuellement une faible accélération en lacet dans le sens de la demande en roulis.

Cette accélération n'est pas, nous le verrons, indispensable pour effectuer un virage correct.

Il subsiste de nombreux vieux avions et beaucoup de planeurs où un effet secondaire en lacet, de sens inverse, n'a pu être évité.

Cet effet secondaire n'est pourtant pas un phénomène de base de la mécanique du vol. Il se trouve que la tête du pilote, sur les avions légers étant au dessus de l'axe d'inertie en roulis Gx1 de l'avion, un échelon de gouverne de gauchissement à gauche, par exemple, donne au pilote l'illusion d'un départ en lacet vers la droite, car il voit alors le capot se déplacer vers la droite par rapport à l'horizon. Pour se convaincre qu'il part bien vers la gauche, il suffit de ne pas regarder la « bille » mais « l'aiguille » ou indicateur de virage. Le gyroscope n'est jamais victime d'illusion ! Cette observation fait qu'il est très difficile de faire admettre l'évolution de la conception des ailerons à de nombreux pilotes.

■ **Gouverne de lacet, ou de direction**

La « gouverne de direction » date des origines de l'aviation, quand on croyait que l'on obtiendrait le virage des avions comme celui des navires, en exerçant une force latérale sur la coque.

Néanmoins il subsiste un « gouvernail » sur la totalité des avions et nous allons expliquer pourquoi.

La gouverne de lacet est constituée par une surface mobile située au bord de fuite de la dérive. Il a existé des avions anciens où la dérive n'existant pratiquement pas : la totalité de la surface verticale était mobile.

**le gouvernail ou
gouverne de lacet**

Remarque :

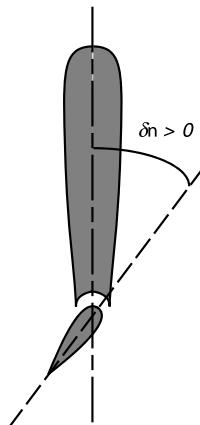
Elle est presque toujours située, comme la dérive, au-dessus du fuselage. Ceci pour simplifier les manœuvres de décollage, d'atterrisage et de roulage au sol. Mais nous verrons qu'elle fonctionnerait un peu mieux si elle était placée au-dessous du fuselage. C'était le cas de l'avion hypersonique américain X-15, mais il ne décollait pas, il était largué d'un bombardier géant et atterrissait en larguant la partie inférieure de sa dérive et la gouverne attenante...

Sur les avions volant en supersonique élevé, la dérive est fréquemment doublée et le gouvernail (autrement dit la gouverne de lacet) également, car l'obtention d'une stabilité de route suffisante est parfois difficile.

◊ *Action primaire de la gouverne de lacet*

La gouverne de lacet sert à créer un moment de lacet (autour de l'axe Gz_1), sensiblement proportionnel au braquage, pour les braquages normaux et son signe est positif lorsque la gouverne tourne autour de sa charnière dans le sens de la vitesse de lacet positive.

Ceci conduit à un moment négatif, donc à gauche, pour un braquage positif de la gouverne.



Le moment en lacet s'écrit N . En divisant par l'inertie autour de l'axe de lacet, nous écrivons l'accélération obtenue pour un braquage unitaire $n_{\delta n}$.

n , pour l'axe Gz_1 . Indice δN , car il concerne la gouverne de direction. L'accélération en lacet obtenue pour un braquage quelconque s'écrira donc $n_{\delta n} \cdot \delta N$.

Que se passe-t-il lorsque l'on effectue un braquage gouverné ?

À cette question, deux réponses qui dépendent de la nature de ce braquage, essentiellement de sa rapidité.

Pour faire comprendre cette différence, nous allons analyser deux cas et ces deux cas seront spécialement illustrés par l'étude des équations simplifiées qui va clore ce chapitre.

On peut effectuer un braquage rapide, maintenir ce braquage un court instant et revenir à la position initiale, cette manœuvre porte le nom de créneau ou bien effectuer un braquage rapide, puis maintenir ce braquage et alors la manœuvre porte le nom d'échelon de gouverne.

Nous commençons à entrevoir que ce braquage va certainement « exciter » des mouvements propres et que la réponse va dépendre des fréquences auxquelles sera soumise la gouverne.

- Effet d'un braquage permanent

Supposons que la gouverne ne soit pas « dans le profil » de la dérive. Ceci peut être obtenu par une action sur le compensateur de direction, ou sur une pédale de commande, par exemple.

Nous attendons que les « transitoires », se soient calmés.

Etudions l'équilibre autour de l'axe Gz_1 et contentons-nous de cet axe. Oublions provisoirement Gx_1 .

le braquage de la gouverne de lacet agit sur le dérapage

Un braquage permanent positif, donc un échelon à gauche, crée un moment de lacet négatif, vers la gauche.

Admettons pour le moment que nous trouvions une solution stationnaire à notre problème, c'est à dire un équilibre où les valeurs de tous les paramètres restent constantes dans le temps et où les accélérations et vitesses angulaires sont nulles.

Nous verrons bientôt que cet équilibre est possible.

S'il y a équilibre, l'accélération et la vitesse de lacet sont nulles toutes les deux. Il existe donc un terme égal et opposé à l'accélération en lacet due au au braquage du gouvernail, $n_{\delta_N} \cdot \delta_N$. Il nous faut trouver un moment positif, vers la droite.

Ce terme ne peut provenir que du dérapage, par l'intermédiaire de la stabilité de route, puisque les vitesses angulaires p et r sont nulles toutes les deux. Le braquage de la gouverne de direction à gauche a poussé le nez de l'avion à gauche et il présente son « flanc » droit au vent. En somme, lors d'un équilibre permanent, le moment dû à la gouverne de direction tend à écarter le nez de l'avion du « lit du vent » et le moment dû à la stabilité de route tend à le ramener.

Tant que le moment de rappel n'a pas atteint une valeur égale et opposée au moment « écarteur » de la gouverne, ce dernier l'emporte et le nez continue à s'écarter du « lit du vent », mais nous finissons par obtenir un équilibre.

S'il y a équilibre, l'accélération en lacet est nulle. Nous avons supposé également et nous le montrerons, que les vitesses augulaires pouvaient être également nulles.

L'équation simplifiée de l'accélération en lacet s'écrit alors :

$$n_p \cdot \beta + n_{\delta_N} \cdot \delta_N = 0$$

et montre que l'on obtient un dérapage proportionnel au braquage de la gouverne de direction.

Un braquage à gauche de la gouverne de lacet impose à l'avion du dérapage à droite et inversement.

Cette gouverne, en régime permanent, assure donc un « pilotage » du dérapage et permet en particulier d'annuler celui-ci si une cause de dissymétrie existe.

Conclusion provisoire : en régime stationnaire, à un braquage de la gouverne de direction, correspond un dérapage de même signe, c'est à dire du côté opposé.

Cela justifie le fait que des utilisateurs compétents souhaitent maintenant appeler cette gouverne la **gouverne de symétrie**, plus exactement : de symétrie d'écoulement.

- Conséquences d'un braquage de bande passante élevée

Nous allons décrire les effets d'une « impulsion » de la gouverne de direction.

Une impulsion est un être mathématique d'amplitude infinie et de durée nulle... donc assez difficile à appréhender mais heureusement, les mathématiciens lui ont ajouté une autre propriété. Sa surface, dans une représentation amplitude en fonction du temps, est parfaitement définie.

Car si l'impulsion que l'on donne à notre gouverne n'est pas de durée nulle, mais comparable à la durée des phénomènes rapides (beaucoup plus courte que la durée des phénomènes lents), alors les réponses de l'avion seront très voisines des réponses à une véritable impulsion.

L'effet d'une impulsion de gouverne de direction sera de créer une impulsion de l'avion autour de l'axe Gz_1 . En termes simples, de le lancer vers la gauche par exemple, autour de Gz_1 .

Supposons une impulsion à gauche, positive.

Le nez va partir à gauche, créant du dérapage et un moment de lacet vers la droite, qui va finir par stopper la vitesse de lacet à gauche résultant de notre impulsion initiale. Le nez va repartir en sens inverse, vers la droite : nous venons « d'exciter » l'oscillation latérale et, pour être rigoureux, de lancer très légèrement la spirale à gauche.

Note :

Les bons pilotes d'essai savent exciter l'oscillation latérale sans lancer la spirale. Pour cela ils effectuent un « doublet » sur la gouverne de direction en veillant à obtenir à la fois la même « surface » pour les deux impulsions opposées (par exemple durée un peu plus longue si amplitude un peu plus faible) pour ne pas

exciter la spirale et une mise en phase correcte de la deuxième impulsion pour bien lancer l'oscillation.

- Conclusions partielles. Effets primaires de la gouverne de lacet

L'action primaire de la gouverne de direction est double. Cette gouverne est capable à la fois :

- de piloter le dérapage permanent.
- de lancer une vitesse de rotation r qui ne peut en aucun cas être de longue durée puisqu'elle se transforme aussitôt en oscillation.

◊ *Action secondaire de la gouverne de lacet*

Nous avons vu que cette gouverne était située presque toujours au bord de fuite de la dérive, elle-même placée au dessus du fuselage.

Lorsqu'elle est braquée, à gauche par exemple, elle crée une force vers la droite qui donne bien un moment de lacet à gauche au niveau du centre de gravité.

Mais elle crée également un moment de roulis à droite du fait de sa situation au-dessus du fuselage.

Ce moment doit se nommer : **moment de roulis dû à la gouverne de lacet**. L'accélération correspondante se note l_{δ_N} . δ_N , l , comme accélération en roulis, indice dN , car dû à la gouverne de lacet.

Note :

Ce roulis se manifeste sur des avions rapides dont l'inertie en roulis est faible, c'est à dire aux ailes courtes. Il était notamment connu que l'engagement franc du pied, en transonique, sur l'avion de combat américain F-100 permettait presque d'effectuer un tonneau « inverse ». Sur Mirage III, amortisseur de lacet coupé, la même manœuvre permettait facilement le quart de tonneau. Nous précisons bien : pied à gauche, tonneau à droite.

Nous verrons que cet effet inverse ne pouvait pas durer bien longtemps lors de l'étude des couplages.

Cette action secondaire est pratiquement invisible sur les avions légers et les avions de transport : la manœuvre la rendant visible devrait être effectuée en ne respectant pas les limitations de braquage en fonction du domaine de vol. Elle a donc été décrite dans un souci de rigueur.

■ ***Conclusions de l'étude de l'action séparée des gouvernes latérales***

Nous avons volontairement détaillé la description des actions des gouvernes latérales agissant séparément sur un seul axe pour préparer la suite, qui consiste à décrire des actions de grande amplitude impliquant parfois la simultanéité des braquages des deux gouvernes.

De plus, nous n'avons pas encore traité l'effet des couplages, qui ne doit absolument pas être confondu avec une action secondaire. Par exemple, nous allons expliquer que sur la plupart des avions, la gouverne de lacet provoque une vitesse de roulis de même sens que son braquage. Mais ce n'est plus par action secondaire, cela est obtenu par action ultérieure du dérapage provoqué par ce braquage initial.

l'effet des couplages apparaît lorsque les gouvernes latérales sont utilisées simultanément

VI.5. Influence des couplages sur les réponses aux actions de gouvernes

Dans cette description nous négligerons provisoirement un couplage « possible », le couplage par inertie dont nous donnerons une explication physique simple plus loin dans ce chapitre.

■ ***Effet d'un échelon de gouverne de lacet***

Nous venons de voir qu'il y a deux conséquences principales à un échelon (braquage à une certaine valeur puis maintien de ce braquage) de gouverne

de lacet, en négligeant le roulis de sens opposé qui ne concerne que quelques cas particuliers :

À court terme, excitation de l'oscillation latérale, produisant par couplage une oscillation apparente en roulis.

À plus long terme, établissement d'un dérapage permanent, proportionnel à l'amplitude de l'échelon.

L'oscillation latérale s'amortit assez rapidement sur la plupart des avions. Le dérapage permanent produit, par l'intermédiaire de l'effet dièdre, un moment en roulis de même sens que l'échelon de gouverne de lacet. Nous verrons plus loin que le fait de pencher un avion le fait généralement virer, c'est à dire provoque une incurvation de trajectoire, dans le sens de l'angle de gîte.

Mais il ne faut pas en conclure que le virage doit s'effectuer par braquage du gouvernail. La période transitoire séparant le début de l'échelon de gouverne et le virage permanent serait tellement chahutée que cela dégoûterait rapidement les clients du transport aérien commercial. En particulier, la crête de la valeur transitoire du dérapage serait extrêmement élevée et pendant toute la durée ce cette « arche » de dérapage, le fuselage refuserait de tourner pour accompagner l'incurvation de trajectoire, rendant l'avion encore plus inconfortable.

Nous montrerons, lors de l'observation des réponses, des exemples de mises en virage au gouvernail.

■ **Vol dérapé stabilisé**

Cette stabilisation est particulièrement importante car elle constitue l'essence du vol sur un seul moteur des avions bimoteurs faiblement motorisés, dans cette situation critique.

Obtention pratique de la stabilisation.

On commence par engager, en échelon, une part non négligeable de la course de la gouverne de lacet. À droite, par exemple.

Nous venons de voir que l'on excite l'oscillation latérale, qui généralement s'amortit assez vite. Mais on se retrouve avec du dérapage à gauche : on a poussé le nez à droite, l'avion présente son flanc gauche au vent. Disons tout de suite, pour fixer des ordres de grandeur, que déraper de 5° signifie un dérapage important pour beaucoup d'avions.

Du fait de l'effet dièdre, l'avion tend alors à partir en tonneau à droite : dérapage à gauche, surportance de l'aile gauche et sous-portance de l'aile droite.

On contre ce départ en tonneau à l'aide de la gouverne de roulis qui doit donc, dans l'exemple que nous décrivons, être braquée à gauche. La gouverne de roulis est efficace et elle doit permettre de surpasser l'effet dièdre. Elle permet en particulier, en dépit du dérapage permanent à gauche, de stabiliser n'importe quel angle de gîte.

On recherche l'angle de gîte maintenant le cap de l'avion constant et donc permettant d'obtenir des vitesses de roulis et de lacet nulles toutes les deux (donc à fortiori des accélérations angulaires nulles autour des axes Gx_1 et Gz_1).

On constate alors, sur tous les avions existants, que l'on se retrouve plus ou moins penché à gauche lorsque la rotation en cap est annulée.

Etudions l'équilibre obtenu, axe par axe.

◊ *Équilibre des forces le long de Gy_1*

pour voler en ligne droite et en dérapage, l'avion vole penché du côté d'où vient le « vent »

Définissons d'abord des angles que nous allons utiliser.

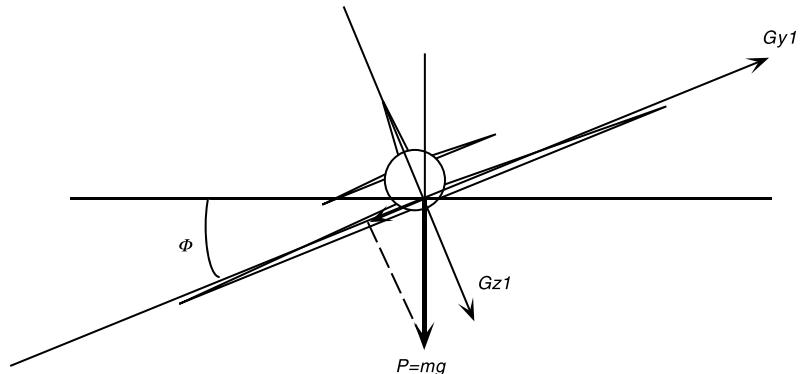
Appelons ϕ_1 l'angle dont il faut faire tourner l'avion autour de Gx_1 pour que l'axe Gy_1 soit horizontal. Cet angle n'est pas, en général, l'angle que

fait Gy_1 avec le plan horizontal, car Gx_1 peut très bien « pointer » haut ou bas et l'angle de rotation que nous venons de définir ne serait l'angle de Gy_1 avec le plan horizontal que si l'angle d'assiette longitudinale θ était nul.

ϕ , se nomme **angle de roulis** ou **angle de gîte**.

Nous définissons également l'angle que fait l'axe Gy_1 avec le plan horizontal. Nous l'appellerons ϕ . Ce dernier angle détermine la composante du poids sur l'axe transversal Gy_1 lié à l'avion lorsqu'il est penché.

ϕ se nomme **assiette latérale**.



Puisque nous volons en ligne droite et en vol stabilisé, le trièdre $Gx_1y_1z_1$ est galiléen. En conséquence, aucune force d'inertie ne peut agir sur l'avion.

L'avion est penché à gauche. Il existe donc une composante de pesanteur, de valeur $mg \cdot \sin\phi$, le long de Gy_1 et dirigée vers la gauche.

S'il y a équilibre, il existe des forces dont la somme est égale et opposée à cette composante. Elles ne peuvent être dues à des vitesses angulaires puisqu'elles sont toutes nulles à l'équilibre.

Deux causes peuvent être à l'origine d'une **force latérale**, c'est à dire dirigée suivant G_y .

D'une part le braquage à droite de la gouverne de lacet. Mais étant à droite, la force latérale qui en résulte ne peut être que vers la gauche et va s'ajouter à la composante du poids, il faut donc trouver une force vers la droite équilibrant la composante de pesanteur et la force due au braquage de la gouverne de lacet, agissant toutes deux vers la gauche.

la portance latérale permet le vol dérapé stabilisé

Heureusement pour la vérité scientifique, il existe une cause profonde pouvant donner une force vers la droite : c'est le dérapage à gauche obtenu avec notre braquage à droite de la gouverne de lacet.

Cette force est la **portance latérale de l'avion**, déjà évoquée. Lorsque le fuselage présente son flanc gauche au vent relatif (souvenons-nous que 5° représentent un fort dérapage), il apparaît une véritable portance sur toutes les surfaces « verticales » de la structure de l'avion. Particulièrement sur le fuselage lui-même, la dérive et les nacelles de propulsion et leurs supports.

Cette portance latérale se note R_y .

Sur les avions actuels, cette portance est relativement faible. Beaucoup plus faible que la portance R_z . Sur les avions « anciens » et particulièrement les biplans qui étaient munis de surfaces verticales très importantes telles que :

- fuselage haut et étroit,
- haubans, constituant chacun un élément de voilure...transverse,
- mâts reliant les deux voilures et dont la section constituait un profil biconvexe symétrique,
- jambes volumineuses du train d'atterrissage,

la force latérale pouvait prendre des proportions inconnues de nos jours.

Considérons les avions « actuels ». La portance latérale résultant du dérapage ne pouvant être très élevée l'équilibre ne pourra être obtenu que pour un angle d'assiette latérale faible, de l'ordre de 15° au maximum pour les avions courants. Au delà de cette assiette latérale, l'avion commence à tomber et il n'y a plus équilibre (par hypothèse nous sommes en vol rectiligne).

Cette force latérale s'oppose donc exactement à la somme de la composante du poids et à la force latérale créée par la gouverne de lacet.

L'avion n'est pas en virage, il est en vol rectiligne dissymétrique qui porte le nom de vol dérapé stabilisé : aucune force d'inertie n'est donc impliquée dans cet équilibre.

Sur certains biplans de voltige spécialement conçus, mais surtout sur certains modèles réduits, cette force latérale peut approcher un pourcentage important du poids. Elle peut même l'égaler pour les dérapages possibles obtenus par la gouverne de lacet, surtout si cette dernière possède une surface importante.

Le vol « sur la tranche » devient possible, le fuselage se comporte comme une aile et la gouverne de lacet comme une gouverne de profondeur ! Cela reste pourtant l'exception.

L'assiette latérale obtenue en dérapé stabilisé est un excellent moyen d'obtenir un ordre de grandeur de la force latérale. Un angle de 10° correspond à une force latérale d'environ 17% de la portance à $n = 1$, puisque cette valeur correspond au sinus de 10° .

Rappelons que la portance peut prendre, suivant les avions, une valeur jusqu'à 10 fois plus grande que celle qui est nécessaire à la tenue du palier. La force latérale est donc faible.

Cette force latérale, lorsqu'elle est divisée par la masse de l'avion, devient une accélération selon Gy₁ et se note y_{β} . β , puisque proportionnelle au dérapage. y_{β} est négatif, car un dérapage négatif (à gauche), donne une force dirigée vers la droite, sens positif de l'axe Gy₁, dans l'exemple considéré.

La force latérale due à la gouverne doit évidemment entrer en ligne de compte pour cette pesée. Mais souvenons-nous de l'effet amplificateur : il existe aussi en latéral. La force latérale due au braquage de gouverne est environ 7 à 10 fois plus petite que la force latérale de tout l'avion.

La gouverne donnerait une accélération linéaire $y_{\delta N} \delta N$, avec $y_{\delta N}$ positif.

Conclusions partielle : l'équilibre latéral a mis en évidence la force latérale due au dérapage, la force latérale due au braquage de la gouverne et nous a permis de chiffrer l'ordre de grandeur de ces forces.

Le dérapé stabilisé obtenu pour le braquage maximum de la gouverne de lacet, s'il est autorisé et surtout l'inclinaison faible qui le caractérise est donc « l'approche » maximum du vol sur la tranche que peut se permettre un avion.

en vol dérapé stabilisé, la force latérale maximum ne dépasse que rarement 17% du poids de l'avion

Hormis les vieux biplans, la force latérale maximum due au dérapage ne dépasse que rarement 17 % du poids de l'avion : elle ne peut donc être utilisée pour effectuer la plupart des virages demandés pour une opération aérienne correcte.

◊ *Équilibre des moments autour de Gx₁ et de Gz₁*

- L'équilibre en roulis

Négligeons le moment de roulis « inverse » dû à la gouverne de lacet.

Le dérapage à gauche crée un moment de roulis généralement important. Comme il ne subsiste aucun moment dû aux vitesses angulaires (elles sont toutes nulles), il ne reste pour le contrer que la gouverne de roulis.

Les ailerons sont braqués pour donner un moment de roulis vers la gauche. Le moment qu'ils créent est opposé au moment dû à l'effet dièdre.

- L'équilibre en lacet

Le moment « écarteur » dû à la gouverne de lacet est contré par le moment de rappel résultant du dérapage obtenu. Donc gouvernail à droite implique dérapage à gauche. Nous retrouvons le « pilotage » du dérapage par la gouverne de lacet que nous avons déjà décrit.

S'il y a un petit moment de lacet dû à la gouverne de roulis, il suffit de modifier en conséquence le braquage de la gouverne de lacet.

■ **Conclusions concernant le dérapé stabilisé**

La description de ce type de vol a permis de mettre en évidence les forces latérales dans un cas simple, puisque sans force d'inertie : le trièdre avion était galiléen.

La compréhension de ce type de vol est très importante pour le vol sur un moteur des bimoteurs (faiblement motorisés pour la plupart dans ces conditions).

C'est le cas des bimoteurs lourds au décollage, c'est en fait le cas d'exploitation normale du transport aérien commercial.

Nous verrons que l'augmentation de traînée imputable à une faible valeur du dérapage est insignifiante et nous verrons également qu'**une faible valeur du dérapage, dans le bon sens, diminue considérablement le**

braquage de la gouverne de lacet qui serait nécessaire pour conserver un vol symétrique et donc la traînée qui résulterait d'un tel braquage.

Cela peut sauver des vies humaines.

VI.6. Le virage

Nous nous limiterons au virage stabilisé en palier.

L'étude complète du virage est complexe, mais nécessaire. Nous allons la décomposer pour que l'explication reste accessible à tous nos lecteurs.

L'objectif de cette étude est de définir la meilleure manière d'effectuer cette manoeuvre « de tous les jours ». Cette manière se trouve être curieusement la plus simple.

■ Référentiels utilisés

Nous allons travailler successivement dans deux référentiels :

- Un système d'axes lié à la masse d'air dans laquelle évolue l'avion, ayant pour origine le centre de gravité.
- Le trièdre direct, lié à la structure de l'avion : $Gx_1y_1z_1$.

Pour ce dernier, nous ferons l'approximation que l'axe Gx_1 est l'axe longitudinal géométrique de l'avion (plutôt que l'axe longitudinal d'inertie).

■ **Le virage stabilisé horizontal en axes liés à la masse d'air**

Si la masse d'air avance d'un mouvement uniforme par rapport à la Terre, ce système est galiléen. C'est l'avion qui vire et qui tourne dans le référentiel.

L'accélération de Coriolis peut être négligée, sauf peut-être pour quelques avions hypersoniques.

L'axe de rotation de l'avion est vertical. Soit ω la vitesse angulaire de rotation de l'avion en radians par seconde et V la vitesse de l'avion dans la masse d'air.

ω est donc la « pulsation des caps », c'est à dire la vitesse angulaire de variation du cap exprimée en radians par seconde.

C'est donc également la rotation du vecteur vitesse de l'avion si nous supposons seulement le dérapage constant. L'accélération de l'avion est donc dirigée vers l'intérieur du virage et a pour valeur $\omega \cdot V$.

Pour qu'un objet de masse m avançant dans un système galiléen à la vitesse V puisse virer, il faut lui appliquer une force dirigée vers l'intérieur du virage et de valeur $m \cdot V \cdot \omega$. Une telle force lui communiquera l'accélération de l'alinéa précédent.

Chiffrons cette force dans un cas concret. Soit un avion volant à 240 kt et désirant virer au taux 1 (en IFR, un tour en deux minutes), soit à la pulsation de :

$$2 \pi / 120 \text{ rad/s}$$

240 kt correspondent à environ 120 m/s, la force devra donc lui communiquer une accélération de :

$$(2 \pi / 120) \cdot 120 = 2 \pi \text{ m/s/s}$$

soit plus de 60 % de l'accélération de la pesanteur.

Or nous venons de voir que la force latérale excédait rarement 17 % du poids de l'avion.

Un avion ne peut virer comme un navire

Il est donc vain d'essayer de virer en produisant un dérapage avec la gouverne de lacet : on obtiendra certes un virage, mais pas rapide, le rayon serait beaucoup trop grand pour une opération aérienne normale.

Les avions n'étant pas munis, pour le moment, de propulseurs « en travers » (au contraire de certains navires), il faut chercher ailleurs une force s'appliquant en travers de la marche.

Cette force est obtenue, presque toujours, par une orientation de la portance obtenue en penchant l'avion.

Note :

Pourquoi avons-nous dit presque toujours ?

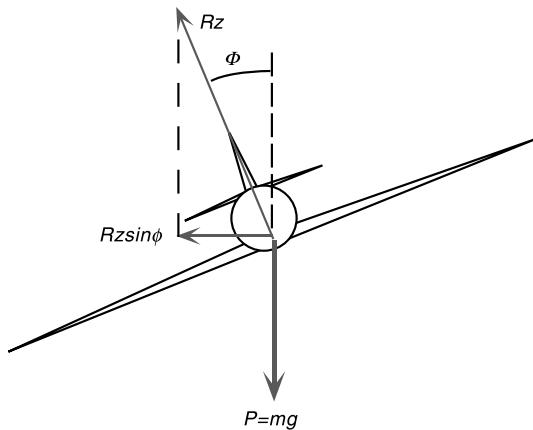
Parce qu'il y a eu des tentatives de donner à des avions de combat une gouverne de force latérale efficace pour tromper l'ennemi en modifiant la trajectoire sans pencher. Ces tentatives sont restées vaines parce qu'il fallait les munir de surfaces telles que les performances en vitesse pure étaient fortement pénalisées par la traînée supplémentaire introduite : on arrivait à des avions à voilure cruciforme !

**pour virer,
il faut tourner !**

Mais il a existé une exception : le Gossamer Albatros, avion ayant traversé la Manche propulsé par les jambes du coureur cycliste qui le pilotait, ne pouvait pas se pencher pour virer car il volait dans « l'effet de l'eau », à quelques pieds de la mer et il avait une envergure mesurée en centaines de pieds.

Le fuselage dont la section horizontale constituait un profil symétrique, pouvait pivoter par rapport à l'aile autour d'un axe vertical et assurait donc l'incurvation de trajectoire par une « portance » horizontale de fuselage.

Hormis ces exceptions, en penchant l'avion d'un angle ϕ , on lui applique à dérapage nul une force latérale *horizontale* égale à la portance multipliée par $\sin \phi$.



Mais le poids de l'avion reste vertical (nous sommes en axes liés à la masse d'air et il n'y a pas de forces d'inertie). Si on ne prend pas la précaution de conserver une composante de portance verticale toujours égale au poids de l'avion, l'avion va incurver sa trajectoire vers le bas (ne pas garder le palier dans notre cas). D'où les relations définissant l'équilibre en virage :

$$R_z \sin \phi = m \cdot V \cdot \omega$$

$$R_z \cos \phi = m g$$

Ce système simple définit le virage d'un avion de masse m , avançant à la vitesse V , par l'accélération « souhaitée » pour ce virage.

Nous en déduisons aisément l'angle d'assiette latérale nécessaire pour obtenir un taux de virage donné :

$$\tan \phi = \frac{V \cdot \omega}{g}$$

Nous pourrions transformer cette relation pour faire apparaître le rayon de virage, il suffit de se souvenir que la pulsation est égale à V/R :

$$\tan \phi = V^2 / R_g$$

Application : nous voulons faire virer dans un rayon de 300 mètres un avion avançant à 240 kt. De combien faut-il le pencher ?

240 kt = environ 120 m/s.

$$\tan \phi = 120 \times 120 / 300 \times 9,81$$

Nous trouvons plus de 78 degrés. Voyons si cela est possible :

Les autorités régissant l'aviation civile mondiale ont défini la notion de facteur de charge comme le rapport de la portance « instantanée » à la portance nécessaire au vol normal rectiligne en palier, donc égale au poids de l'avion.

Il en résulte que le facteur de charge est donné par le rapport:

$$n = \text{portance} / \text{poids}$$

Nous avons vu que lorsqu'on penchait l'avion, il était nécessaire de garder constante la composante verticale de la portance, faute de quoi l'avion ne pouvait garder le palier.

Le facteur de charge quantifie donc cette action, dans le cas particulier du virage en palier. La définition du facteur de charge est absolument générale, mais dans ce cas particulier seulement, il existe une relation « **bi-univoque** » reliant le facteur de charge et l'angle ϕ .

Elle découle immédiatement de la conservation de la composante verticale de la portance :

$$\frac{R_Z}{mg} = 1 / \cos\phi$$

À 78,5 degrés d'angle d'assiette latérale, le facteur de charge est de 5. C'est un rapport, il n'y a pas d'unité...

Nous ne devons jamais dire : le facteur de charge est de 5 « g ».

il existe une relation bi-univoque reliant le facteur de charge et l'assiette latérale

Les normes définies par l'O.A.C.I. n'imposent pas à la structure d'un avion de ligne de résister aux contraintes résultant de cette formidable portance.

Sur avion de ligne, c'est doublement impossible, car facteur de charge et inclinaison seraient trop grands.

Cette analyse du virage « vu de l'extérieur » de l'avion, était indispensable pour préparer l'analyse, vue « de l'intérieur ».

Effectuons auparavant une analyse intermédiaire.

■ ***Le virage en axes liés à la Terre***

Nous nous sommes placés précédemment en axes galiléens liés à la masse d'air, supposée se déplacer d'un mouvement uniforme. Comment se présente le même phénomène en axes liés à la Terre ?

La trajectoire de l'avion en virage par rapport à la Terre résulte de la composition d'un mouvement circulaire uniforme et de la vitesse du vent.

Suivant les valeurs relatives de la vitesse de l'avion dans l'air et de la vitesse du vent, trois cas peuvent se présenter.

Si la vitesse du vent est supérieure à la vitesse de l'avion – cas assez rare puisque les avions de transport vont vite et que lorsque ce cas se présente pour un avion léger, il vaut mieux être à terre avec l'avion bien amarré – il semble évident que l'avion recule pendant toute la durée du virage. Il décrit une variante de la cycloïde.

Si la vitesse du vent est exactement égale à la vitesse de l'avion, ce dernier décrit sur le sol une cycloïde exacte. Cette courbe présente un point de rebroussement qui correspond à un arrêt de l'avion par rapport au sol, à l'instant où il vole exactement face au vent. Pendant tout le reste du virage, il recule.

Le cas le plus fréquent est, bien entendu, le cas d'un vent inférieur à la vitesse de l'avion. L'avion avance par rapport au sol tant que la projection de sa vitesse sur l'axe du vent est supérieure à la vitesse de ce dernier. Le reste du temps, il recule.

Dans tous les cas sa vitesse sol est variable.

Or pendant un virage stabilisé dans la masse d'air, la traction des hélices équilibre la traînée de l'avion, la composante verticale de la portance équilibre le poids et sa composante horizontale crée l'accélération nécessaire au virage. Comment la vitesse peut-elle varier en axes liés à la Terre ?

Nous présentons en annexe l'étude du cas de la cycloïde exacte, avec les caps de l'avion en fonction de la « phase » de l'évolution.

La lecture de cette annexe démontre que la portance, qui est « par définition » rigoureusement perpendiculaire à la trajectoire dans la masse d'air, ne l'est plus du tout par rapport à la trajectoire sol. L'écriture des équations de la mécanique du vol en axes liés au sol nous donnerait une équation paramétrique de la cycloïde !

En particulier, au point de rebroussement la composante horizontale de la portance est tangente à la trajectoire sol.

***lorsqu'il y a du vent,
il est inutile d'ajuster
la puissance dans
le virage !***

Cela signifie, nous le reverrons lors de l'étude des performances, qu'il est inutile de moduler la puissance en fonction de la « phase » du virage lorsqu'il y a du vent, contrairement à une idée répandue. Cela ne serait vrai qu'en présence d'un gradient horizontal de vent horizontal que l'on trouve quelquefois en altitude.

■ ***Le virage en axes liés à la structure***

La petite complication vient du fait que pour virer, l'avion est obligé de se pencher. Gy_1 et Gz_1 ne sont alors plus respectivement horizontal et vertical.

D'ailleurs, G_{z_1} n'était pas vertical. Il était écarté de la verticale, en première approximation, d'un angle égal à l'incidence (nous négligeons l'écart de l'axe principal d'inertie par rapport à l'axe longitudinal géométrique de l'avion).

La « pulsation des caps », c'est à dire la rotation effective de la vitesse, s'effectue autour d'un axe vertical. Appelons-la toujours ω .

L'assiette latérale est ϕ . Il en résulte que, vue de l'intérieur de l'avion, donc par ses occupants, le virage correspond à une double rotation :

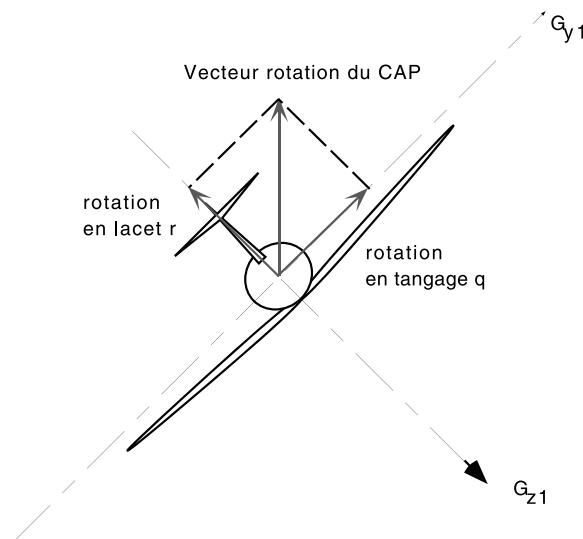
Une rotation en lacet, donc désignée par r , autour de G_{z_1} .

Une rotation en tangage, donc désignée par q , autour de G_{y_1} .

Ces rotations présentent la particularité suivante :

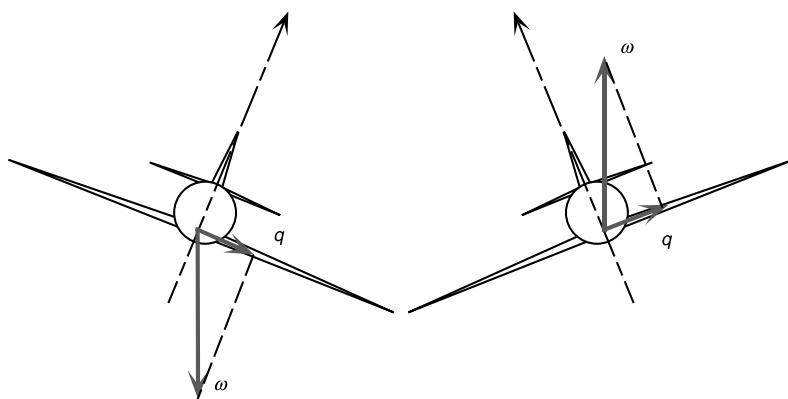
r est une rotation à droite ou à gauche, suivant le sens du virage, positive pour un virage à droite et inversement.

q est toujours une rotation à cabrer.



Ceci résulte du bon sens et du fait suivant :

Lorsque l'on représente la pulsation par un vecteur, ce vecteur est dirigé vers le haut pour un virage à gauche et vers le bas pour un virage à droite (pour respecter le sens trigonométrique positif d'un observateur debout sur l'axe). Mais la composante sur l'aile droite de ce vecteur est toujours positive. En effet, lorsqu'on vire à gauche, l'aile droite est en haut du côté du vecteur et lorsqu'on vire à droite l'aile droite est en bas, toujours du côté du vecteur.



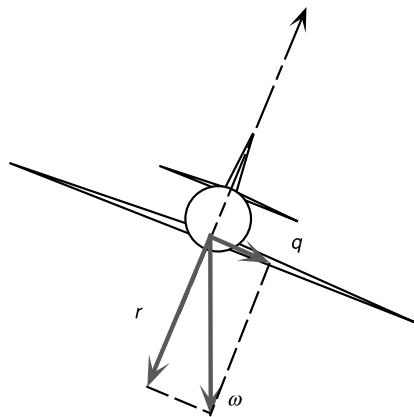
Mais nous avons vu qu'il fallait augmenter la portance en virage.

Cet accroissement de portance crée en fait une rotation en tangage qui, s'ajoutant au lacet, redonne exactement une rotation autour d'un axe vertical.

Ceci est effectué instinctivement par le pilote qui tient son altitude pendant le virage.

Appelons ψ l'angle de cap. Sa dérivée $d\psi/dt$ est la pulsation des caps. Elle est positive à droite (sens horaire) et correspond à la variation des caps de la géographie et de la navigation aérienne ou maritime. Le vecteur représentant $d\psi/dt$ est positif vers le bas.

Voici un virage à droite, à ϕ moyen.



Pendant ce virage :

$$r = \frac{d\psi}{dt} \cdot \cos \phi$$

$$q = \frac{d\psi}{dt} \cdot \sin \phi$$

Il en résulte que :

$$\frac{q}{r} = \tan \phi$$

Ainsi, aux faibles assiettes latérales (virages peu serrés), la rotation de la trajectoire est due essentiellement à une rotation en lacet, donc autour de l'axe Gz_i. La rotation en tangage participe peu à l'incurvation de trajectoire.

**en virage serré,
l'indicateur de virage
n'a plus
de signification
quantitative**

Pour les virages serrés, c'est le contraire. Lorsqu'un avion de voltige effectue un virage "sur la tranche", il ne tourne qu'en tangage.

Un gyromètre de lacet et c'est pratiquement le cas de l'indicateur de virage des avions, n'a plus de signification quantitative lors de virages très serrés.

Si le « dosage » de r et de q n'est pas conforme à la relation précédente nous n'avons plus affaire à un virage en palier.

◊ *Tangage*

Nous venons de l'étudier. Le virage, si on se place au point de vue du tangage, est bien une ressource permanente. Nous avons défini son intensité à l'alinéa précédent et la théorie du foyer nous a permis, au Chapitre 5, d'étudier la ressource.

Répétons que le dosage est effectué instinctivement par le pilote.

◊ *Roulis*

Il faut maintenir l'assiette latérale désirée. Ceci s'effectue par action sur la gouverne de roulis, avec les remarques qui découlent de tout ce que nous avons vu antérieurement. Si la gouverne de roulis est la seule utilisée et curieusement (l'équilibre en lacet nous le confirmera), elle sera braquée dans le sens du virage si la spirale est convergente, c'est à dire si l'avion a une tendance naturelle à redresser son virage et dans le sens opposé si la spirale est divergente.

Ceci découle de la liste des accélérations du modèle mathématique que nous allons présenter.

Note :

Les constructeurs cherchent à rendre la spirale indifférente, car cela correspond au plus grand agrément de pilotage. Une légère divergence est tolérée par les normes. Un ordre de grandeur est le suivant : l'assiette latérale de l'avion non piloté ne doit pas doubler sa valeur en moins de 45 secondes. Cela signifie qu'au pire, si un pilote consulte un document et oublie de piloter pendant 45 secondes (ce qui est long), il retrouvera son avion à 40° s'il l'avait lâché à 20° d'assiette latérale.

Une convergence faible n'est pas gênante. Une convergence forte est désagréable mais non dangereuse.

Tout ce qui précède peut devenir faux pour les avions présentant un énorme moment de lacet parasite dû à la gouverne de gauchissement, qu'il soit inverse ou direct. Il ne devrait plus subsister de tels avions.

Dans ce rare cas, il est bien évident qu'un braquage permanent de gouvernail destiné à contrer cette action parasite doit être envisagé. Il s'ajoute à l'équation en lacet.

Notons que pour maintenir le virage parfaitement constant d'un avion indifférent spirale sans aucune action sur la commande de roulis, il faudrait une atmosphère particulièrement calme.

Le pilotage de l'angle d'assiette latérale est donc effectué par le pilote, automatique ou humain, à l'aide d'une boucle d'asservissement d'une grande simplicité :

écart de gouverne proportionnel à l'écart avec l'assiette désirée et l'amortissement en roulis se charge du reste.

Signalons que les avions à fort effet dièdre sont désagréables en turbulence, la tenue de l'angle d'assiette latérale devient pénible.

◊ *Lacet*

Considérons d'abord l'axe de rotation Gz_1 . Une vitesse de lacet permanente doit y être établie, car s'il elle n'existe pas (si l' avion virait sans tourner), il se retrouverait croupion en avant au bout de 180° de virage.

Nous avons chiffré cette vitesse de lacet. Nous allons voir maintenant comment l'obtenir, rappelons-le sans braquage de la gouverne de lacet.

S'il y a virage stabilisé, l'accélération $\frac{dr}{dt}$ est nulle.

L'accélération s'écrit :

$$\frac{dr}{dt} = n_p \cdot p + n_r \cdot r + n_\beta \cdot \beta + n_{\delta L} \cdot \delta_L + n_{\delta N} \cdot \delta_N$$

S'il y a virage stabilisé, la vitesse de roulis est également nulle. Le monôme $n_p \cdot p$ est nul.

Cherchons s'il est possible de « tourner » en lacet, c'est à dire d'obtenir une vitesse r , sans braquage de gouverne de direction. C'est $n_{\delta N}$ nul dans l'équation.

Nous pouvons négliger le moment de lacet, direct et même inverse, dû à la gouverne de roulis pour deux raisons, chacune étant suffisante.

Nous venons de voir que sur des avions « normaux » la gouverne de roulis était très faiblement braquée en virage permanent, du fait que les constructeurs d'avions cherchent et savent obtenir une spirale voisine de l'indifférence. Si la gouverne de roulis est faiblement braquée, le moment de lacet qui en résulte est donc réduit.

Les bons constructeurs savent neutraliser le moment de lacet de sens opposé et s'il en subsiste de sens direct (cas général désormais), c'est encore mieux !

Que reste-t-il dans l'équation ?

L'accélération due à l'amortissement en lacet. Sur les avions performants ou légers modernes, elle est très faible. Elle n'a de valeur significative que sur planeurs.

Mais ne la négligeons pas, car elle s'oppose à la rotation en r .

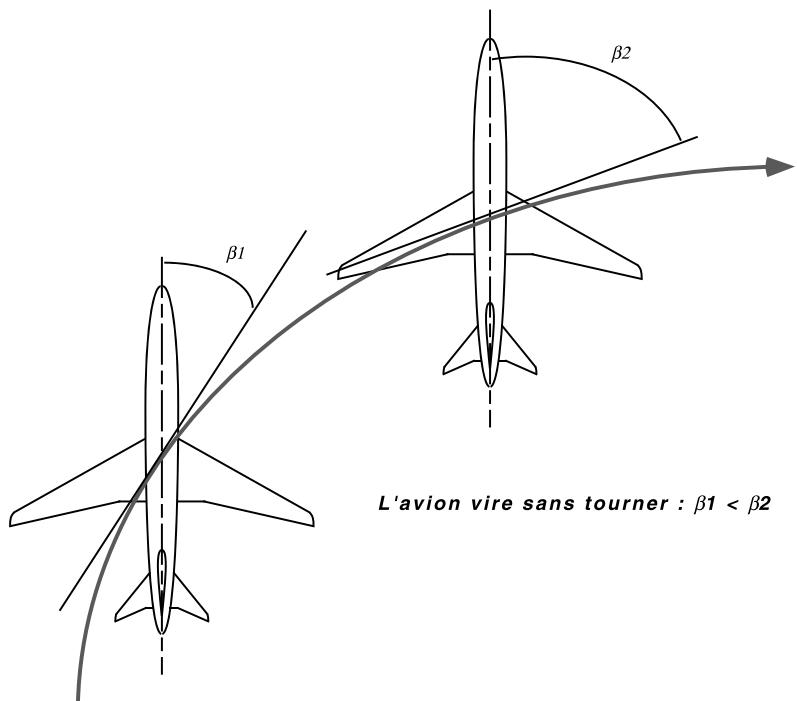
Elle donne un moment qui s'oppose à ce que l'avion tourne, c'est à dire accompagne l'incurvation de trajectoire. Il nous faut donc trouver un moment « moteur » qui entraîne en rotation l'avion dans le sens du virage.

La manière la plus simple de l'obtenir est d'accepter un léger dérapage du côté du virage. Voici comment un pilote procède, sans y penser :

On incurve la trajectoire en penchant l'avion.

L'avion, a priori au départ de cette incurvation, n'a aucune raison de tourner...

Mais s'il ne tourne pas et si la trajectoire s'incurve, apparaît automatiquement un dérapage du côté du virage. Si la trajectoire s'est incurvée de 1° sans rotation de l'avion, il apparaît 1° de dérapage du côté du virage.



Ce dérapage est croissant, car la trajectoire continue à s'incurver du fait de la composante horizontale de portance.

Le processus maintenant le dérapage à valeur faible, que nous avons décrit lors de l'étude de la ligne droite, va entrer en action.

Insistons sur le fait qu'il n'y a aucune raison pour que le mécanisme tendant à annuler le dérapage pendant le vol rectiligne ne fonctionne pas également au cours d'un virage.

Comment va se dérouler ce processus ?

L'action de l'effet dièdre va être inhibée, puisque le pilote maintient et asservit un angle d'assiette latérale constant. Cet effet dièdre va se manifester au travers du phénomène « spirale ».

La stabilité de route va « forcer » l'avion à tourner en lacet : le dérapage à droite va imposer ce départ en lacet. Une courte crête de dérapage va forcer l'avion à initialiser cette rotation.

Dès l'apparition de la vitesse de lacet, le moment d'amortissement en lacet va commencer à se manifester, s'opposant à cette rotation. Le dérapage continuera donc à augmenter, le moment dû à la stabilité de route également.

Le processus va atteindre son équilibre lorsque le moment dû à la stabilité de route, agissant dans le sens du virage, sera égal et opposé au moment d'amortissement en lacet, proportionnel à la vitesse de lacet.

L'accélération en lacet sera alors nulle et son équation s'écrira à l'équilibre, en supprimant les termes nuls :

$$n_{\beta} \cdot \beta + n_r \cdot r = 0$$

Le dérapage permanent dans le sens du virage sera donc proportionnel à la vitesse de lacet, elle-même égale à la composante de la rotation « générale » du virage sur l'axe Gz_1 .

en virage, l'avion dérape faiblement, et le nez est toujours en retard sur la trajectoire

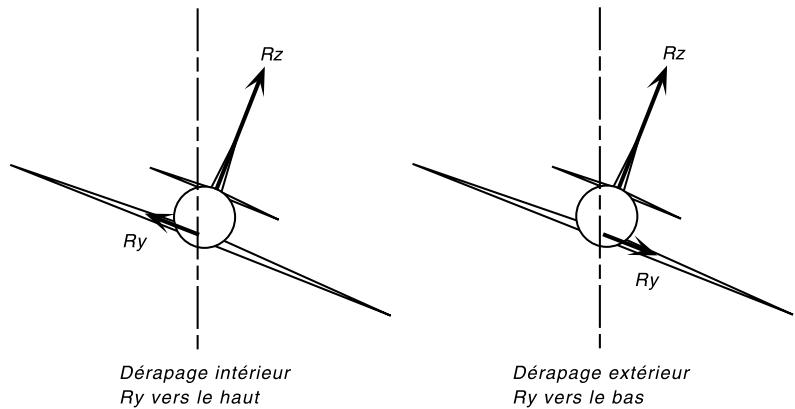
Une seule question se pose, ce dérapage permanent est-il acceptable ?

Le dérapage a pour valeur :

$$\beta = - (n_r / n_\beta) \cdot r$$

D'abord, il est de sens correct. C'est à dire intérieur au virage; et les « vieux » pilotes, sur leurs « vieux » avions avaient constaté autrefois que le dérapage intérieur (vitesse de l'avion dirigée vers l'intérieur du virage, ou nez de l'avion à l'extérieur) était moins dangereux que le dérapage extérieur (nez de l'avion à l'intérieur du virage).

Cela résultait du fait qu'avec les énormes portances latérales dont disposaient les avions de l'époque la composante verticale de la force latérale s'ajoutait à la portance en dérapage intérieur et s'en retranchait en dérapage extérieur. Et comme la portance totale devait toujours s'opposer au poids de l'avion... la portance de l'aile seule était donc inférieure en dérapage intérieur, donc le décrochage était retardé, toutes choses égales par ailleurs.



En résumé, un avion est un mauvais engin à voilure cruciforme. Pour faire voler ces engins, il vaut mieux éviter de faire en sorte que les deux voilures s'opposent !

Ce phénomène est peu sensible sur les avions actuels, mais il agit quand même dans le bon sens, lors de notre processus de virage. Pour l'instant rien ne s'oppose donc à notre « solution ».

Ensuite, il est très faible. La raison principale étant que sur les avions actuels chargés au mètre carré de surface alaire, donc aux ailes courtes, l'amortissement en lacet est faible.

Sur les avions légers, où ceci risquerait de ne plus être exact, il se trouve que l'importance de la stabilité de route de tous les avions de construction récente est suffisante pour rendre faible le dérapage intérieur en virage.

Note :

On ne construira plus jamais des avions tels que « l'Arc en Ciel ». Sur cet avion, la recherche de la performance en vitesse avait conduit à réduire la dérive à l'état d'une minuscule arête profilée surmontant le fuselage. Les mécaniciens du vol actuels ne peuvent que plaindre les pauvres pilotes qui affrontaient les océans sur ces avions... sans pilote automatique.

Ces pilotes, eux, devaient pousser le palonnier dans le sens du virage pour ne pas décrocher pendant cette manœuvre !

◊ *Forces latérales*

Le trièdre $Gx_1y_1z_1$, pendant le virage, n'est plus galiléen. Il est lié à l'avion qui vire, qui fait varier la direction de sa vitesse.

Il faut introduire la force d'inertie résultant de l'incurvation de la trajectoire de l'avion. Cette force d'inertie est horizontale, alors que notre trièdre est « penché », ce qui rend le problème relativement complexe.

Nous allons nous contenter de mettre en évidence l'effet du dérapage sur l'équilibre le long de l'axe Gy_1 et ses conséquences sur le virage tel que nous l'avons défini.

Lors d'un virage stabilisé à dérapage nul, toujours en palier puisque nous ne considérons que ce cas, la portance de l'avion pendant ce virage, donc portance tenant compte du facteur de charge en virage, équilibre exactement la somme vectorielle du poids et de la force d'inertie en trièdre lié.

Lors d'un virage stabilisé, mais à dérapage intérieur constant, la force latérale R_y résultant de ce dérapage et qui agit le long de l'axe Gy_1 , se compose avec la portance R_z pour donner une résultante qui n'est plus exactement perpendiculaire au plan des ailes.

Cette résultante était appelée autrefois portance oblique.

Puisque le virage est stabilisé, c'est cette résultante qui s'oppose exactement à la somme vectorielle du poids et de la force d'inertie résultant du virage.

Insistons encore sur le fait que la force latérale est faible, pour deux raisons :

- Le dérapage est faible, nous venons de le voir.
- Le coefficient aérodynamique de force latérale, entrant en facteur dans $y_{\beta'}$, est faible sur les avions actuels, nous l'avons vu lors de l'étude du dérapé stabilisé.

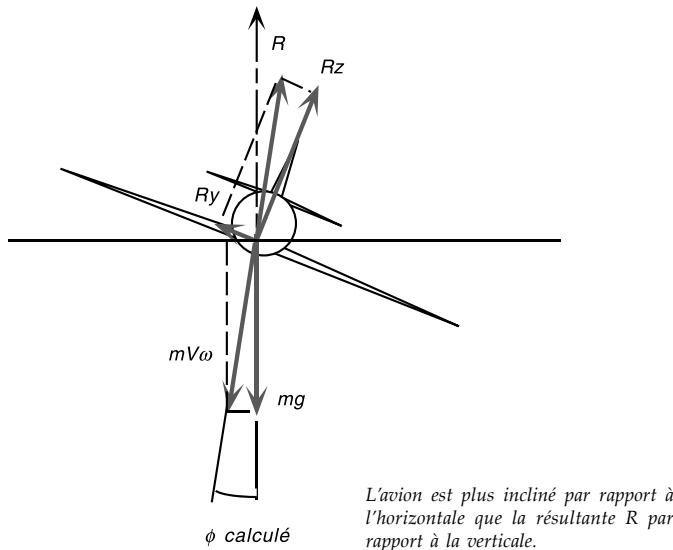
De plus, la portance elle-même est supérieure à sa valeur en palier puisqu'il y a facteur de charge.

La tangente de l'angle entre la résultante et la normale au plan des ailes est égale au rapport de la force latérale à la portance en virage. Cet angle est donc faible, mais non nul.

Cela signifie qu'en toute rigueur l'avion n'a pas l'angle d'assiette latérale résultant des relations vues plus haut : c'est la résultante que nous venons de définir qui est inclinée de cette valeur par rapport à la verticale.

La figure suivante montre que l'assiette latérale est très légèrement plus élevée que la valeur de ϕ que nous avions calculée.

La différence a été fortement majorée sur la figure. Nous voyons que la force latérale participe à la sustentation de l'avion dans le cas que nous étudions qui est donc le cas favorable.



L'avion, en y réfléchissant bien, est tout simplement en dérapé stabilisé en virage, mais avec un dérapage très faible.

Imaginons l'avion muni d'un tube de verre en forme d'une section de tore collée sur la planche de bord du pilote et symétrique par rapport au plan de symétrie de l'avion. La concavité de l'intérieur du tore tournée vers le haut.

Une bille en acier peut rouler dans ce tube. Lors d'un virage stabilisé l'avion et la bille ont évidemment la même trajectoire, sinon la bille ne resterait pas à bord de l'avion.

La bille et l'avion sont donc soumis à des accélérations inertielles et de gravité identiques (V_w et g).

L'avion est soumis, en plus, à une force qui, dans le cas du dérapage intérieur, considéré ici, est R , dirigée vers la **gauche** de son plan de symétrie.

La bille doit donc être sollicitée également par une force située à **gauche** du plan de symétrie (voir figure de la page précédente).

Étant donné que la bille roule librement sur la paroi inférieure du tore, la réaction du tore sur la bille (excepté évidemment le cas où la bille se trouve contre une extrémité de ce tore, cette remarque pour la rigueur !), ne peut être que normale à la surface de contact bille-tube.

La seule normale à l'axe du tube, dirigée vers le haut, qui puisse être parallèle à la direction de la résultante aérodynamique R se trouve donc, dans le cas considéré, à **droite** du plan de symétrie de l'avion.

En somme, l'intersection d'une **parallèle** au support de la résultante R passant par l'axe du tore et l'axe du tube de verre est la position d'équilibre de la célèbre « **bille** » des pilotes.

la bille n'est pas un indicateur précis de dérapage... il est illusoire d'annuler le dérapage qu'elle indique à l'aide de la gouverne de lacet

Nous venons de démontrer que la bille est un indicateur de la **direction inverse** de la résultante aérodynamique par rapport au plan de symétrie. Mais nous verrons plus loin qu'elle n'indique **pas forcément la direction du dérapage** !

Avec la procédure suggérée, l'assiette latérale de l'avion est légèrement plus forte que ce qui découle des relations brutes, la bille très légèrement décalée vers le bas, vers l'intérieur du virage.

Cela impose que la gouverne ne soit pas braquée. C'est le cas où nous nous sommes placés.

La bille, sur un avion, constitue un indicateur sommaire de dérapage, lorsque l'avion possède rigoureusement la symétrie aérodynamique (aucune gouverne n'est braquée). En revanche, lorsque le gouvernail est braqué, l'indication est fausse car il est impossible de faire la part des choses entre la force latérale due au dérapage et celle qui résulte du braquage de gouverne.

En effet, supposons que la bille soit amenée « au milieu » par braquage à droite du gouvernail dans le cas considéré de virage à droite.

Si la bille est au milieu, cela signifie que la résultante aérodynamique est dans le plan de symétrie de l'avion. Mais le gouvernail étant braqué à droite, il provoque l'apparition d'une force latérale vers la **gauche**, créant évidemment un moment vers la droite au niveau du C.G. de l'avion.

Cette force latérale doit donc obligatoirement être contrée par une force aérodynamique vers la **droite**.

Force ne pouvant découler que d'un dérapage à **gauche**, donc extérieur dans notre cas. Les vieux pilotes considéraient que c'était le comble de l'horreur.

Note :

Il est donc illusoire de tenter d'annuler le dérapage en plaçant la bille « au milieu » à l'aide de la gouverne de lacet. Le seul indicateur de dérapage acceptable reste le brin de laine attaché à la verrière qui ne peut fonctionner sur avions à hélice (Mais qui prend toute son importance sur planeurs et sur certains avions à réaction) !

... seul un brin de laine représente la direction de l'écoulement !...

Sur les avions actuels, le fait de placer la bille au milieu en braquant la gouverne de direction peut conduire à un léger dérapage extérieur : Il faut bien compenser la force vers la gauche résultant d'un braquage à droite de

la gouverne et les vieux pilotes considéraient cela comme une hérésie !

Lorsqu'une cause de dissymétrie importante se manifeste, par exemple l'action du souffle hélicoïdal d'une hélice, il est indispensable de maintenir le dérapage à une valeur faible et dans ces conditions la bille est parfaitement utilisable à condition, bien sûr, de connaître les limites de sa précision.

■ **Conclusions concernant le virage**

Hormis quelques rares exceptions, par exemple sur certains planeurs performants ayant une valeur importante de n_r et sur lesquels on recherche évidemment la performance, la meilleure façon de virer est de pencher, aux ailerons et de maintenir la gouverne de lacet à la position où elle donnait un écoulement symétrique préalablement à l'engagement du virage.

Cette position peut être différente du neutre, sur monomoteurs à hélice par exemple et nous allons voir de suite qu'elle n'entraîne qu'un dérapage minime en assurant un confort de pilotage inégalé.

VI.7. Modèle mathématique simplifié des mouvements latéraux

■ **Domaine de validité**

Il est identique à celui qui a été précisé pour les mouvements longitudinaux. Essentiellement : mouvement d'amplitude faible autour de la ligne droite, à altitude et vitesse constantes. Nous devons ajouter qu'il n'est pas valable, dans son ensemble, en virage permanent. Dans ce cas particulier, il devient nécessaire de tenir compte des forces d'inertie car le trièdre n'est plus galiléen.

Les équations donnant les accélérations angulaires autour des axes Gx_1 et Gz_1 restent valables en virage, seule l'équation donnant la dérivée du dérapage doit être modifiée pour donner une approximation valable du phénomène.

■ Écriture du modèle

Pour maintenir une facilité de résolution de ce modèle avec des moyens de calcul limités, mais surtout pour obtenir une description du calcul accessible au plus grand nombre, nous avons jugé préférable, comme en longitudinal, de faire apparaître les accélérations angulaires en roulis et en lacet et la dérivée du dérapage sur l'axe Gy_1 .

La première équation donne l'accélération angulaire de roulis.

Elle est due aux actions conjuguées, dans l'ordre, des paramètres suivants qui peuvent faire apparaître, chacun pour leur compte, de l'accélération en roulis :

La vitesse de roulis, p , elle-même par l'intermédiaire de l'accélération unitaire due à l'amortissement en roulis l_p , ce terme est donc toujours négatif. Nous rappelons l'explication physique de l_p : l'aile « descendante » voit son incidence augmenter et vice-versa.

La vitesse de lacet, r , par l'intermédiaire de l'accélération unitaire en roulis due à une vitesse de lacet, l_r . Rappelons que nous avons expliqué qu'une vitesse de lacet r positive, faisant avancer plus vite l'aile gauche pouvait de ce fait la faire porter plus que l'aile droite. l_r est donc généralement positif, mais il peut exister des avions où le signe de l_r serait inverse. Ce terme était appelé improprement le roulis induit.

Le dérapage, agissant par l'intermédiaire de l'effet dièdre et se notant l_β . β , avec l_β généralement négatif.

Le braquage de la gouverne de roulis. Positif à gauche et se notant δ_L . L'accélération correspondante se note donc $l_{\delta_L} \cdot \delta_L$.

Le braquage de la gouverne de lacet pouvant parfois donner un moment de roulis perceptible, de sens opposé. L'accélération en roulis qui lui correspond se note $l_{\delta_N} \cdot \delta_N$.

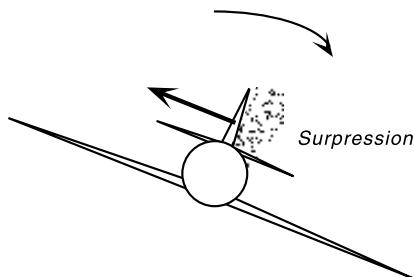
La deuxième équation donne l'accélération angulaire de lacet.

Elle s'obtient en remplaçant dans l'équation de roulis tous les "l" minuscules par des "n" minuscules.

Explications :

La vitesse de roulis peut faire apparaître un moment de lacet. (attention, ce n'est pas le vieux lacet inverse, qui était dû à la gouverne de roulis, ici il s'agit de la vitesse de roulis). Lorsque l'aile droite s'abaisse en vitesse de roulis p positive, son incidence (donc sa portance) augmente, d'où l'amortissement en roulis que nous avons déjà décrit. Mais l'augmentation d'incidence peut parfois s'accompagner d'une augmentation de traînée amenant un moment de lacet à droite.

La dérive peut jouer également un rôle important dans cet effet : de la vitesse de roulis à droite peut amener le flanc droit de la dérive à recevoir du « vent relatif » par composition de vitesses et à créer sur cette surface une force vers la gauche donc un moment de lacet à droite.



n_p est donc généralement positif. À une vitesse de roulis positive (à droite), correspond généralement un moment de lacet faible positif. Mais il ne faudrait pas appeler ce moment le « lacet direct dû à la vitesse de roulis », car il existe des avions où le signe de ce terme est inversé !

L'accélération angulaire s'écrit $n_p.p.$

n_r est l'accélération unitaire due au moment d'amortissement en lacet, déjà expliqué. Ce moment est presque toujours négatif mais sa valeur absolue peut être extrêmement faible sur certains avions performants. L'accélération angulaire correspondante s'écrit $n_r.r.$

n_β résulte de la stabilité de route, longuement expliquée.

n_{δ_L} est l'accélération de lacet qui résulte d'un braquage unitaire de la gouverne de roulis. C'est ce terme qui est appelé improprement le « lacet inverse » et qui est souvent direct maintenant, du fait des spoilers.

n_{δ_N} est l'accélération due à un braquage unitaire de la gouverne de lacet. Donc négatif.

La troisième équation donne la dérivée du dérapage.

Pourquoi ?

Elle représente une relation un peu analogue à celle qui, en tangage, exprimait que l'assiette était égale à la pente plus l'incidence.

Mais en mécanique du vol latérale et dans le plan défini par les axes Gx_1 et Gy_1 , c'est à dire le plan des ailes, cette équation nous dit que le dérapage peut être dû à deux causes « profondes » et profondément différentes.

Si la trajectoire s'incurve sans que l'avion tourne, le dérapage augmente comme l'incurvation de trajectoire. Nous l'avons déjà expliqué, mais rappelons que si un avion vole au cap nord, sans vent et que sa route vire au 001° sans variation de cap, il prend obligatoirement 1° de dérapage à droite.

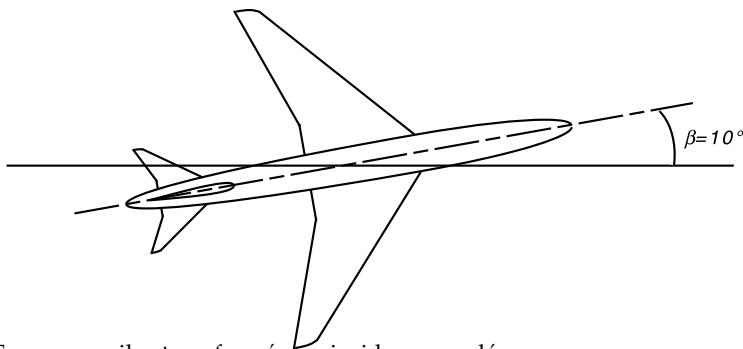
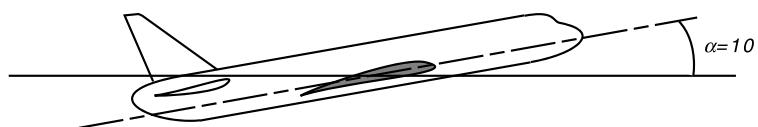
Si l'avion tourne en lacet, sans incurvation de trajectoire, la variation du dérapage est égale et opposée à la vitesse de rotation : cela est simple à comprendre : si l'avion tourne en lacet à droite sans virer, il présente son flanc gauche au vent relatif...

Les deux causes sont représentées respectivement par :

- L'ensemble des forces latérales divisé par la masse de l'avion donne l'accélération latérale. Cette dernière divisée par la vitesse d'avancement V nous donne la dérivée d'un angle. Dans la parenthèse sont groupées les forces aérodynamiques latérales, dues au dérapage et à la gouverne et qui sont divisées par la masse de l'avion pour donner une accélération. Nous y ajoutons la composante de l'accélération de pesanteur selon Gy_1 , avec $g \cdot \sin\phi$ évidemment positive lorsque l'avion est penché à droite.
- Le terme en $- r$. Si l'avion tourne « brutalement » de 1° à droite, il présente son flanc gauche au vent de 1°, donc le dérapage a diminué de 1°. D'où le signe – devant r . Rappelons que ce modèle n'est pas valable en virage.

Nous devons expliquer également le terme en $p \cdot \sin\alpha$.

Lorsque l'avion a de l'incidence et qu'il tourne en roulis autour de l'axe principal d'inertie longitudinal, voisin de Gx_1 , il prend « cinématiquement » du dérapage du côté où il tourne. Une explication simple, voire simpliste et nous nous en excusons auprès des lecteurs savants, pourrait être la suivante : « *si un avion a 10° d'incidence et s'il tourne brutalement de 90° en roulis à droite... il prend 10° de dérapage à droite* »



En somme, il a transformé son incidence en dérapage...

Nous en resterons là en ce qui concerne les explications et nous écrivons maintenant les équations en insistant encore sur le fait qu'elles ont été écrites avec l'objectif de les rendre accessibles au plus grand nombre et de rendre également accessible le calcul numérique permettant de les résoudre.

Elles « approchent » néanmoins les mouvements de faible amplitude de la plupart des avions existants.

Les déviations fréquentes accompagnant le plus souvent l'enseignement de la mécanique du vol imposaient la divulgation de ces notions.

$$\frac{dp}{dt} = l_p \cdot p + l_r \cdot r + l_\beta \cdot \beta + l_{\delta_L} \cdot \delta_L + l_{\delta_N} \cdot \delta_N$$

$$\frac{dr}{dt} = n_p \cdot p + n_r \cdot r + n_\beta \cdot \beta + n_{\delta_L} \cdot \delta_L + n_{\delta_N} \cdot \delta_N$$

$$\frac{d\beta}{dt} = -r + g/v \cdot \sin \phi + 1/v (y_\beta \cdot \beta + y_{\delta_N} \cdot \delta_N) + p \cdot \sin \alpha$$

Nous parlerons plus loin du couplage par inertie que nous avons négligé ici.

■ **Résolution des équations**

Il y a trois équations à résoudre (une de plus que pour les petits mouvements longitudinaux) et il y a également une gouverne supplémentaire. Il y a donc plus de réponses à étudier.

Pour ne pas multiplier exagérément le nombre de planches qui présentent des réponses, nous nous limiterons à la présentation de deux exemples :

Le Mirage III à 30 000 pieds, à 300 kt de V_c et à 7 400 kg.

Le SE 210, Caravelle, en approche à 125 kt et à 35 tonnes.

mais pour chacun de ces deux exemples, nous allons essayer de tirer tout ce qui est possible des modèles disponibles.

◊ *Exemple du Mirage III*

La mesure des coefficients de l'avion a été effectuée par identification des coefficients d'un modèle affiché sur un calculateur analogique et recevant les mouvements de gouvernes enregistrés sur support magnétique pendant le vol. Les coefficients du modèle étaient modifiés jusqu'à obtention sur le calculateur analogique de réponses identiques aux réponses mesurées en vol sur l'avion. Le résultat était le suivant :

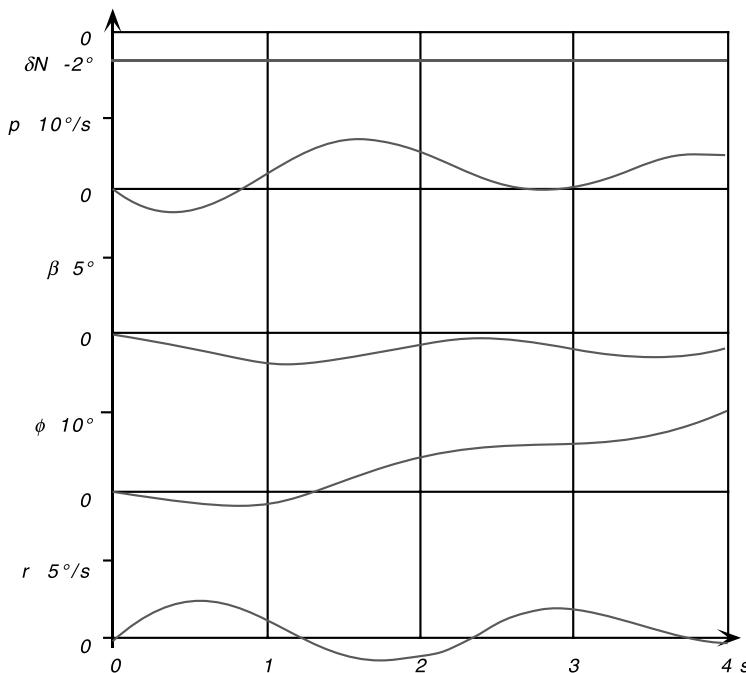
$$\frac{dp}{dt} = -1,53p + 0,35r - 14,1\beta - 80\delta_L + 5\delta_N$$

$$\frac{dr}{dt} = 0,05p - 0,69r + 6,54\beta - 3,6\delta_N$$

$$\frac{d\beta}{dt} = -r + \frac{g}{V} \cdot \sin \phi + 0,05p$$

Les forces latérales dues respectivement au dérapage et à la gouverne de lacet ont été négligées, du fait de leur faible influence.

Étudions d'abord les réponses à la gouverne de lacet seule



À l'instant zéro la gouverne de lacet est braquée de 2° à droite, donc de -2 degrés. C'est ce que montre la première courbe. Elle est ensuite maintenue en cette position.

Apparaît simultanément une accélération en roulis à gauche, que nous avons expliquée. Nous allons voir de suite que l'angle d'assiette latérale dépassera à peine un degré à gauche et pourquoi : courbe ϕ .

Apparaît simultanément une accélération en lacet à droite, visible par la pente au départ de la courbe r fonction du temps.

L'avion est donc « lancé » en lacet à droite et comme il n'y a aucune raison que la trajectoire s'incurve à l'instant zéro puisqu'il n'existe aucune force vers la droite, (il en existe même une très faible vers la gauche, due au

braquage de la gouverne de lacet !), il prend du dérapage à gauche, donc négatif, ce que montre clairement la troisième courbe, β en fonction du temps.

Ce dérapage atteint -4° en une seconde. La stabilité de route joue alors son rôle et ce dérapage à gauche provoque une forte accélération en lacet vers la gauche : à l'instant 1 s la courbe r en fonction du temps présente une pente négative très nette.

Nous avons excité l'oscillation latérale, il apparaît nettement que le dérapage et la vitesse de lacet sont en quadrature de phase. C'est lorsque le dérapage est maximum que le moment de lacet ramenant l'avion en vol symétrique est le plus fort.

Les maxima du dérapage correspondent aux changements de signe de la vitesse de lacet qui ont lieu à la plus forte pente de la courbe $r(t)$. Cette oscillation s'amortit lentement.

Analysons maintenant le mouvement de roulis, c'est à dire p et ϕ .

Il résulte de l'aspect du dérapage. En effet, l'effet dièdre est énorme sur une aile delta.

La première crête de dérapage est à gauche et se situe un peu plus d'une seconde après le début de l'échelon. Du fait de l'effet dièdre, elle provoque l'apparition d'un fort moment de roulis à droite qui s'observe par la pente positive de la courbe $p(t)$ au temps 1 s. Il apparaît alors de la vitesse de roulis à droite, positive, qui résorbe complètement l'assiette latérale « inverse » en 1,2 s.

Nous avons expliqué que la gouverne de lacet excite l'oscillation latérale, nous l'avons observé. Elle « pilote » aussi le dérapage : nous pouvons effectivement observer que le dérapage oscille autour d'une valeur moyenne non nulle. Cela se voit nettement sur la courbe $\beta(t)$. Le dérapage « s'installe » sur une valeur moyenne d'environ 1 degré à gauche.

Par l'intermédiaire de l'effet dièdre, cela crée un moment de roulis à droite.

Ce moment de roulis fait apparaître une vitesse de roulis croissante jusqu'à ce que l'amortissement en roulis vienne le contrer. La vitesse de roulis se stabilise alors autour d'une valeur moyenne positive.

Mais continue à osciller autour de cette valeur moyenne puisque le dérapage, qui au fond, la « commande » est lui-même oscillant.

C'est le mal nommé roulis hollandais. Et il apparaît très nettement que les vitesses angulaires de lacet et de roulis sont sensiblement en opposition de phase : l'avion tourne à droite en se penchant à gauche.

Il reste que la valeur moyenne du dérapage, négative donc à gauche pour un échelon de gouvernail à droite, provoque indiscutablement un départ en tonneau à droite, avec les formidables inconvénients suivants :

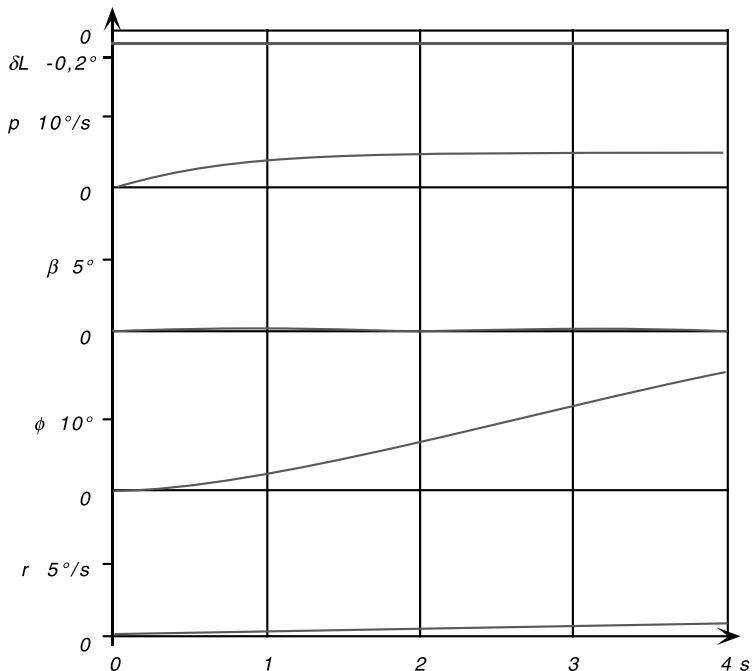
Départ à déphasage non minimal (voir chapitre 5) : franchement inverse à l'origine des temps.

Retard important dû au fait qu'il faut attendre trois intégrations pour se pencher. La première est l'intégration moment de lacet-vitesse de lacet. La deuxième est l'intégration vitesse de lacet-angle de lacet donc dérapage. La troisième est l'intégration moment de roulis dû à l'effet dièdre-vitesse de roulis.

Dernier inconvénient et non des moindres, on excite violemment l'oscillation de dérapage.

La gouverne de lacet doit donc être considérée comme une gouverne de symétrie d'écoulement.

Intéressons-nous maintenant à la réponse à la gouverne de roulis seule.



À l'instant zéro, nous braquons la gouverne de roulis d'un dixième de degré. Il apparaît immédiatement une accélération en roulis, matérialisée par la pente au départ de la courbe $p(t)$.

Au bout d'une seconde, la vitesse de roulis est pratiquement stabilisée, l'amortissement en roulis a fait son effet.

L'exponentielle de mise en rotation de roulis est parfaitement observable pendant la première seconde de $p(t)$. Nous pouvons raisonnablement estimer la constante de temps de roulis à environ 0,6 seconde.

Avec un très faible retard dû à ce mouvement « propre » de l'avion, que nous avons longuement expliqué, l'assiette de roulis démarre comme une « rampe », c'est à dire présente une croissance linéaire avec le temps.

L'assiette de roulis répond donc à la gouverne de roulis sensiblement comme une « intégrale pure », c'est la réponse la mieux adaptée à l'opérateur humain.

Il est absolument remarquable que l'oscillation latérale ne soit que très faiblement excitée. Une observation attentive de la courbe $\beta(t)$ permet de voir cette oscillation sous forme de points, du côté positif, centrés à 1,2 s.

Ensuite, le dérapage croît lentement à droite puisque l'avion penche à droite et que la composante de pesanteur fait apparaître du dérapage à droite. Mais le virage commence et l'équation des forces latérales de notre modèle n'est plus valable. La durée de 4 secondes est donc pratiquement une limite de validité et c'est la raison qui nous a conduit à ne pas dépasser cette durée dans notre calcul.

Il serait ridicule de ne pas utiliser ce processus pour pencher l'avion, il fonctionne parfaitement et répétons qu'il est particulièrement adapté à l'opérateur humain : réponse proche de l'intégrale pure. À un échelon de gouverne de roulis correspond une rampe en assiette latérale.

Remarque :

En braquant la gouverne de roulis d'un dixième de degré, nous avons obtenu une vitesse de tonneau d'environ 5°/s.

Les élévons du Mirage III peuvent se braquer d'environ 8°, soit 80 fois plus que le braquage de notre étude. Cela signifie qu'un Mirage III devrait pouvoir tourner en tonneau à 400 degrés par seconde. Les élévons sont des gouvernes qui sont utilisées à la fois pour le tangage (braqués symétriquement) et le roulis (braqués dissymétriquement).

Qu'en était-il ?

Un Mirage III pouvait tourner, en certains points de son domaine de vol, à nettement plus de 400 degrés par seconde : lorsqu'un pilote d'essai devait mesurer cette vitesse il n'arrivait à positionner son manche sur la butée qu'après avoir déjà effectué presqu'un tour complet en roulis !

Examinons maintenant le dérapé stabilisé.

Pour cette réponse, nous allons effectuer le calcul « à la main ».

Braquons la gouverne de lacet à droite, par exemple de 2 °.

Puis à l'aide de la gouverne de roulis, empêchons l'avion de virer ; c'est à dire conservons son orientation dans l'espace.

Attendons la stabilisation, ici l'amortissement de l'oscillation de lacet-dérapage.

Nous pouvons alors mesurer un dérapage à gauche. Sa valeur découle de l'équation donnant l'accélération en lacet où nous rendons nuls les paramètres suivants :

$-\frac{dr}{dt}$, r et p , puisqu'il y a équilibre à cap et assiette latérale constants.

Il ne reste dans l'équation que :

$$6,54 \cdot \beta - 3,6 \cdot \delta_N = 0. \text{ Puisque } \delta_N = -2, \text{ alors } \beta = -1,1^\circ$$

β est évidemment négatif, l'avion présentant son flanc gauche au vent relatif.

Remarquons qu'un braquage de 10° du gouvernail ne donne qu'environ 5° de dérapage, ceci pour donner un ordre de grandeur, souvent mal connu des pilotes, du dérapage maximum que l'on peut obtenir.

Cherchons la position des élévons en gauchissement. Portons cette valeur du dérapage dans l'équation de roulis, en rendant nuls les paramètres $\frac{dp}{dt}$, r et p .

Il reste :

$$- 14,1 \beta - 80 \delta_L + 5.(-2) = 0$$

car il ne faut pas oublier le moment « inverse » de roulis dû à la gouverne de lacet...

Cela nous donne :

$$\delta_L = 5,52 / 80 = 0,07^\circ$$

Comme δ_L est positif à gauche, cela signifie qu'il faut braquer les élévons de $7/100^\circ$ de degré à gauche. Ce braquage est absolument imperceptible au pilote. Sur avions de combat, les gouvernes ne peuvent être « homogènes ». La nécessité du combat aérien impose un surdimensionnement du gauchissement.

La gouverne de lacet « pilote » bien le dérapage mais, bien que l'effet dièdre soit très important, l'avion reste presque horizontal avec une action insignifiante du gauchissement.

Cela peut parfois créer une gêne dans le pilotage : lorsqu'il y a dissymétrie de transfert des réservoirs de voilure il faut s'appliquer pour conserver un vol symétrique. Lors de ce dérapé stabilisé, l'avion est très faiblement penché, à gauche bien sûr. Mais nous avons vu que la force latérale due au dérapage est faible sur cet avion et lors de ces mesures le gyroscope de verticale auxiliaire, utilisé pour la mesure de cette assiette latérale était trop imprécis pour accéder à une valeur correcte de y_b , et nous avons du renoncer à mesurer ce paramètre car l'imprécision relative aurait été trop forte.

Ce ne serait plus vrai de nos jours où les centrales inertielles permettent une mesure de cette assiette avec une précision pouvant atteindre 1/100^e de degré.

Intéressons-nous au virage.

Nous allons effectuer les calculs correspondants « à la main ».

Cherchons les valeurs des paramètres lors d'un virage à 45° d'assiette latérale, vers la droite.

300 kt de Vc à 30 000 pieds, en atmosphère standard correspondent à une vitesse air de 242 m/s. Lors d'un virage à 45° de ϕ , la force d'inertie qu'il faut faire intervenir dans le trièdre non galiléen lié à l'avion est égale au poids de l'avion, puisque $\operatorname{tg} 45^\circ = 1$.

Cherchons la pulsation des caps, rotation des caps en radians par seconde.

$$V \cdot \omega = g$$

$$\text{d'où : } \omega = 9,81 / 242 = 0,0406 \text{ rad/s}$$

Cherchons maintenant les vitesses angulaires de rotation, mais en axes liés à l'avion. Puisque le sinus et le cosinus de 45° valent tous les deux 0,707 on a :

$$r = 0,0406 \cdot 0,707 = 0,0287 \text{ rad/s}$$

soit, en degrés par seconde, $r = 1,644^\circ/\text{s}$.

La vitesse de tangage q a évidemment la même valeur.

Cherchons le dérapage stationnaire lors d'un virage effectué uniquement à l'aide de la gouverne de roulis, il suffit de porter dans l'équation de lacet cette valeur de r , en rendant nuls les paramètres suivants :

$\frac{dr}{dt}$, puisque la vitesse de rotation en lacet est constante.

p , puisque l'assiette latérale est fixée à 45° .

δ_N , puisque nous ne braquons pas le gouvernail.

Il reste : $-0,63 r + 6,54 \beta = 0$

d'où l'on tire aisément : $\beta = 0,16^\circ$

Il est donc inutile d'essayer de « coordonner » un virage sur un avion moderne. Ce dérapage à droite suffit à faire tourner l'avion dans le sens du virage en contrant l'amortissement en lacet nr.r.

En somme on penche, l'avion dérape du côté où l'on penche, mais il suffit de très peu de dérapage pour conserver les choses « en l'état », c'est à dire pour imposer la rotation en lacet correspondante exactement à l'assiette latérale choisie.

Calculons maintenant la position de la gouverne de roulis. Il suffit d'annuler, dans l'équation de roulis :

dp/dt , puisque l'assiette latérale est constante.

p , pour la même raison.

δ_N puisque nous ne braquons pas le gouvernail.

et de porter les valeurs trouvées de r et de β .

Nous arrivons à l'équation :

$$-14,1.(0,16) + 0,35.(1,644) - 80 \delta_L = 0$$

Ce qui donne : $\delta_L = -1,68 / 80 = -0,02^\circ$

Il faut braquer les élévons en gauchissement de 2 centièmes de degré à droite.

Donc dans le sens du virage... mais le pilote ne s'en aperçoit pas. Pour lui, l'avion est parfait, il le met en virage et l'avion conserve l'assiette latérale commandée sans action ultérieure, le pilote croit à l'indifférence spirale.

Cela s'explique facilement par l'énorme influence de l'effet dièdre sur une aile delta. Le petit dérapage à droite, nécessaire à « l'entraînement » en lacet de l'avion, crée un moment de roulis à gauche, tendant à redresser le virage et qui doit être contré par les élévons : l'avion est stable spirale, mais les élévons ont une efficacité redoutable...

Des instructeurs de pilotage pensent encore que la gouverne de roulis doit contrer le virage sur tous les avions, ces instructeurs ne connaissent que des avions légers ou des planeurs, instables spirale.

◊ *Exemple de la Caravelle*

Ecriture des équations :

Ces équations sont écrites pour une vitesse conventionnelle de 125 kt, en configuration approche, à la masse de 35 tonnes.

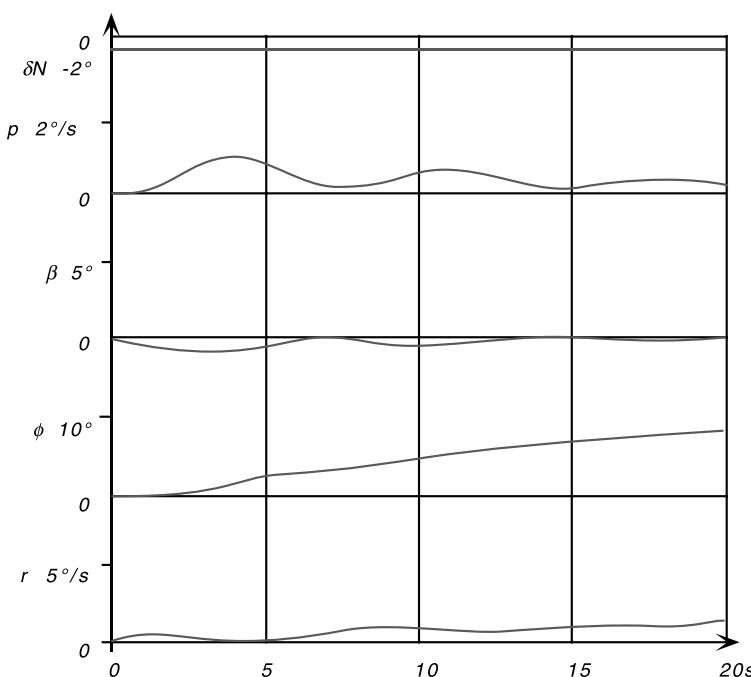
$$\frac{dp}{dt} = -1,25 p + 0,2 r - 1,5 \beta - 0,79 \delta_L$$

$$\frac{dr}{dt} = -0,158 r + 0,65 \beta - 050 \delta_N$$

$$\frac{d\beta}{dt} = -r + 0153 \sin\phi + 0,087 p$$

Étudions, pour commencer, la réponse à un échelon de gouverne de lacet, en supposant évidemment l'amortisseur de lacet hors service.

À l'instant zéro, le gouvernail est braqué de 1° à droite et maintenu à cette position.



Il apparaît immédiatement une accélération en lacet, matérialisée par la pente au départ de la courbe $r(t)$. L'avion tourne donc et présente son flanc gauche au vent relatif. Avec un retard correspondant à une « quadrature » avec la vitesse de lacet, apparaît donc un dérapage négatif dont la crête se situe au temps approximatif 3,5 s.

À cet instant, le rappel vers la gauche est le plus important et la concavité de $r(t)$ change de sens. Nous avons lancé l'oscillation de lacet-dérapage, nettement visible.

Sa période est d'environ 7 secondes.

À ceux qui s'étonneraient de la voir aussi perceptible sur cet avion, nous rappelons que la Caravelle a ses moteurs à l'arrière du fuselage et que cela entraîne une forte inertie en lacet. En somme, quand l'avion est lancé en lacet, il ne s'arrête pas facilement et a donc tendance à osciller.

Pour les lecteurs mécaniciens, ceci se traduit dans le modèle par le fait que les coefficients de l'équation différentielle présentée, sont obtenus en divisant les moments aérodynamiques par l'inertie en lacet et en particulier le moment d'amortissement.

Le roulis dû au couplage est visible sur la courbe $p(t)$ et il est visible que $p(t)$ est proche de l'opposition de phase avec $r(t)$. Proche, mais non exactement à l'opposition de phase, car la Caravelle est munie d'une aile à très grand allongement. Comparé à celui du Mirage III, le terme de couplage en vitesse de lacet prend de l'importance. Ici p n'est pas exactement en quadrature avec β .

L'amplitude des mouvements de roulis est une fois encore plus importante que celle des mouvements de lacet et que cela explique (sans excuser) l'appellation impropre de roulis hollandais.

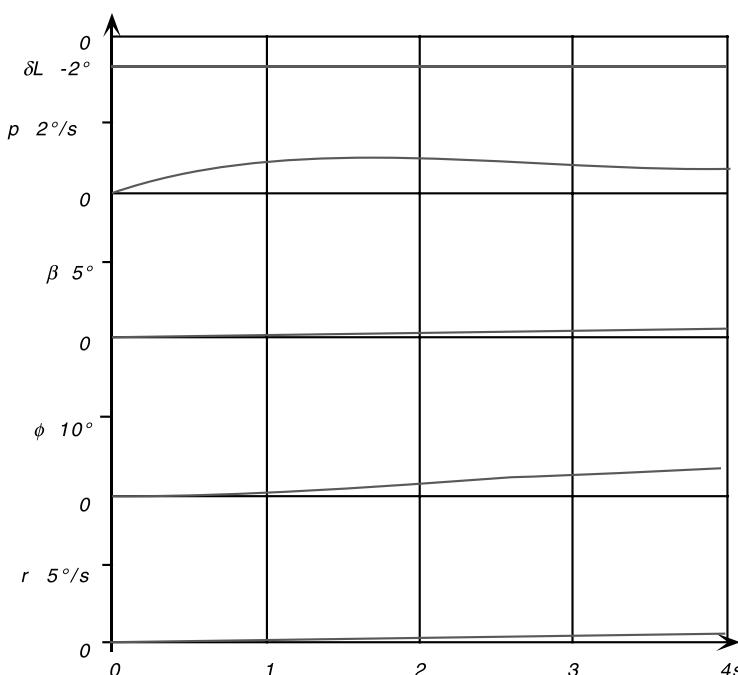
La gouverne de lacet pilote le dérapage. Ce dernier oscille autour d'une valeur moyenne nettement négative et finit donc par provoquer une vitesse de roulis moyenne vers la droite du fait de l'effet dièdre.

L'avion finit donc par pencher à droite, donc amorce un virage et le modèle n'est plus valable, pratiquement au bout d'une vingtaine de secondes.

Cette réponse montre que le virage par action du gouvernail se traduit par un début de vol... acrobatique.

Étudions la réponse à l'échelon de gouverne de roulis.

À l'instant zéro, nous braquons de 2 degrés à droite la gouverne de roulis.



Il apparaît simultanément un moment de roulis, visible par la pente de la courbe $p(t)$ à $t=0$. L'amortissement en roulis commence à se faire sentir peu après et la réponse en exponentielle de la courbe $p(t)$ faisant apparaître la constante de temps de roulis est parfaitement visible. Sa valeur se situe aux environs de 1 seconde.

L'oscillation latérale n'est pratiquement pas excitée.

La vitesse de roulis stabilisée s'établit donc peu après une seconde. Mais l'assiette latérale croissante vers la droite fait apparaître progressivement un dérapage à droite du à la composante de pesanteur le long de l'aile droite.

Et ce dérapage commence à « moduler » la vitesse de roulis p qui a légèrement tendance à redécroître.

Toutefois, ce dérapage lance l'avion en lacet dans le bon sens.

Alors commence le virage, le pilote a tiré ou va tirer sa gouverne de profondeur et le modèle n'est plus valable.

Il apparaît nettement que la gouverne de roulis est parfaitement adaptée à la mise en virage.

L'étude du virage permanent va nous montrer si elle est suffisante pour assurer sa continuité.

Examinons maintenant le dérapé stabilisé.

Braquons la gouverne de lacet de 1° à droite et cherchons le braquage de gouverne de roulis permettant le vol rectiligne.

Effectuons les calculs « à la main ».

Lors de l'équilibre, lorsque l'oscillation latérale sera amortie, les paramètres suivants seront tous nuls :

$$\frac{dp}{dt}, \frac{dr}{dt}, \frac{d\beta}{dt} \text{ p et r.}$$

L'équation de lacet s'écrit alors :

$$0,650 \beta - 0,500 \cdot (-1) = 0$$

Ce qui donne pour β une valeur de $-0,77$ degré.

En reportant dans l'équation de roulis nous trouvons :

$$-1,5 \cdot (-0,77) - 0,79 \delta_L = 0$$

La gouverne de roulis doit être braquée de $1,46^\circ$ à gauche. Les gouvernes de la Caravelle sont remarquablement homogènes.

En reportant dans la troisième équation nous obtenons :

$$-0,1 \cdot (-0,77) + 0,153 \cdot 180/n \cdot \sin\phi = 0.$$

Ce qui donne pour ϕ une valeur de $0,5^\circ$ à gauche.

Pour le braquage maximum de gouverne de lacet, nous obtiendrions une assiette latérale de quelques degrés seulement ce qui confirme le fait que les portances latérales sont faibles sur les avions actuels.

Remarque :

Il n'est pas possible de déraper d'une valeur supérieure à quelques degrés, d'où l'inutilité de chercher à poser les roues d'un avion parallèlement à une piste en pratiquant le vol dérapé stabilisé par fort vent de travers. De plus, la faible inclinaison qui serait alors nécessaire serait interdite par la garde au sol des nacelles de réacteur ou des saumons de voilure et l'impact sur un côté seulement du train principal n'est pas souhaitable sur les avions actuels.

◊ *Le virage per manent*

Nous allons également effectuer le calcul à la main, il est extrêmement didactique.

Nous allons effectuer un virage dans les conditions du virage I.F.R., un tour en 2 minutes.

La pulsation des caps est donc de :

$$\omega = 2\pi / 120 = 0,0524 \text{ rad/s}$$

À 64 m/s, l'accélération d'inertie du système non galiléen lié à l'avion est donc de :

$$V \cdot \omega = 3,35 \text{ m/s/s}$$

d'où l'assiette latérale :

$$\tan \phi = 3,35 / 9,81 \text{ et } \phi = 18,85^\circ$$

C'est ce que donnerait la règle des instructeurs de vol aux instruments : 15 % de la vitesse conventionnelle à basse altitude : 18,75°.

Prenons 19°, la vitesse de lacet r doit donc être égale à :

$$r = 0,0524 \cdot \cos(19) = 0,0495 \text{ rad/s}$$

soit 2,84°/s.

Quel dérapage pourra procurer cette vitesse de lacet sans braquage de la gouverne de lacet ?

Nous devons faire $\frac{dr}{dt} = p$ et $\delta_N = 0$ dans l'équation de l'accélération en lacet.

$\frac{dr}{dt}$ puisque le virage est permanent, donc r constant.
 p , puisque l'assiette latérale est constante.
 $\delta_{N'}$ puisque nous ne braquons pas le gouvernail.

Elle s'écrit alors :

$$0,650 \beta - 0,158 \cdot (2,84) = 0$$

Ce qui donne 0,69°.

La recherche d'une quelconque coordination est donc inutile, elle ne ferait qu'exciter l'oscillation latérale.

Il ne nous reste plus qu'à déterminer le braquage de la gouverne de roulis nécessaire au maintien de l'assiette latérale de 19°.

Nous pouvons l'extraire de l'équation en roulis :

$$- 1,5 \cdot (0,69) + 0,200 \cdot (2,84) - 0,79 \delta_L = 0$$

Ce qui donne $-0,59$ degré, donc dans le sens du virage. La Caravelle est stable spirale en approche, cela est dû à l'effet dièdre relativement important à grande incidence sur une aile en flèche.

Néanmoins, ce braquage est très faible et la Caravelle est « perçue » comme indifférente spirale par le pilote, ce qui est la caractéristique d'un avion agréable.

Avec une valeur de coefficient de force latérale de $-0,1$ dans l'équation du dérapage et un dérapage de $0,69^\circ$, il est bien évident qu'il faudrait un niveau pendulaire de courbure presque nulle pour la voir dévier pendant ce virage.

VI.8. Le couplage par inertie

Nous avons supposé jusqu'ici qu'il était possible de résoudre séparément les équations longitudinales et latérales. Cela découlait du fait que l'avion a un plan de symétrie.

Lors de l'étude d'un simple virage en palier, il n'était plus possible de maintenir cette séparation. Un virage permanent se décompose sur les axes liés à la structure suivant deux rotations, l'une en lacet et l'autre en tangage. Mais dans ce cas, il est encore possible de séparer ces rotations lorsqu'elles ne sont pas trop rapides et de traiter le tangage d'une part, le roulis et le lacet d'autre part.

Lorsque l'avion tourne avec une vitesse angulaire importante, mais autour d'un axe qui n'est pas axe principal de l'ellipsoïde d'inertie (donc dans le cadre de l'approximation que nous avons faite), lorsque sa vitesse angulaire de rotation ne se décompose pas sur un axe unique (Gx_1 , Gy_1 ou Gz_1), il apparaît des moments supplémentaires que l'on ne peut plus négliger.

Ces moments supplémentaires peuvent prendre de l'importance dans les cas suivants :

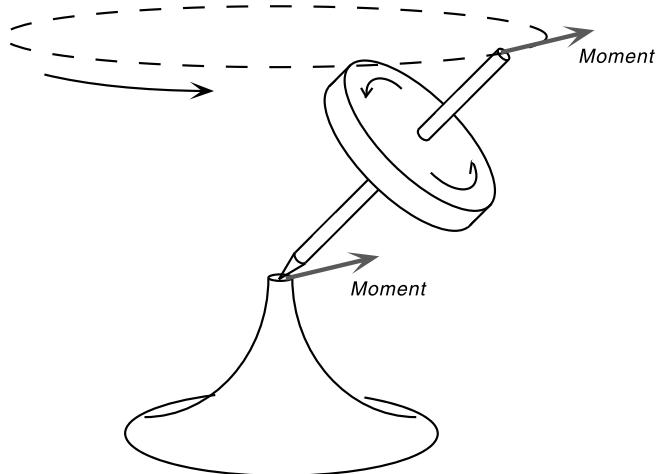
- Très fortes vitesses angulaires simultanées, que l'on peut rencontrer sur avions de combat et de voltige.
- Vitesses angulaires plus faibles, mais à très basses vitesses aérodynamiques, lorsque les effets aérodynamiques voient leur importance diminuer par rapport aux effets inertIELS.

Nous allons donner un aperçu sommaire de ces deux cas.

■ **Rappels d'une propriété du gyroscope**

Lorsqu'on exerce un moment sur un gyroscope, ou sur tout objet matériel en rotation qui se comporte alors comme un gyroscope, le moment cinétique de ce gyroscope change d'orientation et tend à se rapprocher par le plus court chemin de l'axe du moment appliqué.

Un exemple : lançons à très grande vitesse de rotation une toupie constituée par un axe et un volant. Posons l'extrémité de l'axe sur un support, en le penchant à environ 45° . Nous constatons alors que la toupie se met à décrire un cône d'axe vertical autour du support en gardant sensiblement la même inclinaison.



Le moment appliqué est le moment qui tendrait à faire tomber la toupie « tout droit » si elle ne tournait pas. Il est à axe horizontal et à 90° de l'axe de la toupie. L'extrémité libre de l'axe de la toupie démarre donc horizontalement.

Si à la longue l'axe de la toupie tend à « tomber », c'est parce qu'il existe un moment de frottement au niveau de l'appui et que, en plus, la résistance aérodynamique s'oppose faiblement au mouvement conique.

■ *Le couplage par inertie sur un exemple*

Les équations du couplage par inertie demandent, en toute rigueur, l'introduction du concept d'ellipsoïde d'inertie.

Nous nous contenterons pourtant de décrire un cas de couplage par inertie sans faire appel à ce concept. Ce cas est réaliste, il a été la cause d'une perplexité passagère des scientifiques des Etats-Unis d'Amérique qui ont fini par trouver une explication à des accidents survenus au premier avion de combat réellement supersonique en palier, le Super-Sabre F-100.

Des prototypes de cet avion ont littéralement explosé en vol lors de tonneaux rapides enchaînés. Nous avons vu, lors de la présentation de réponses réelles, qu'il est possible sur un avion de combat d'obtenir des rotations en roulis extrêmement rapides.

Soit un avion de ce type effectuant des tonneaux rapides avec une vitesse de roulis p supérieure à 1 tour par seconde. Le pilote, volontairement ou non, sollicite simultanément sa gouverne de profondeur, provoquant l'apparition d'un moment de tangage et d'une vitesse de tangage q .

Pour simplifier le raisonnement, supposons ces deux vitesses angulaires positives, donc à droite pour le roulis et à cabrer pour le tangage.

Nous allons voir que cet avion se comporte comme la somme de deux gyroscopes.

◊ *Premier gyroscope*

Un avion tournant en roulis est en lui-même un gyroscope tournant autour de Gx_1 . Le moment cinétique de ce gyrosocope est égal au produit du moment d'inertie de l'avion autour de l'axe Gx_1 , I_x par la vitesse de rotation angulaire autour de cet axe, p . Ce moment cinétique a donc pour valeur $I_x \cdot p$.

$I_x \cdot p$ peut être représenté par un vecteur qui, compte tenu du signe adopté pour p , est porté par l'axe positif Gx_1 , c'est à dire vers l'avant de l'avion.

L'avion tourne en tangage, donc autour de Gy_1 . Il tourne avec une vitesse positive, donc suivant un vecteur rotation q dirigé suivant l'aile droite.

Ce premier gyroscope cherche donc à faire coïncider son vecteur moment cinétique, porté par Gx_1 et vers l'avant, avec l'axe de cette dernière rotation, porté par l'aile droite.

Un moment de lacet vers la droite, donc positif, est donc appliqué à l'avion. Son intensité est proportionnelle au moment cinétique $I_x \cdot p$ et à la vitesse de tangage q .

Ce moment de lacet vaut donc $I_x \cdot p \cdot q$.

◊ *Deuxième gyroscope*

L'avion tournant en tangage se comporte comme un gyroscope de moment cinétique $I_y \cdot q$, I_y étant évidemment l'inertie de l'avion autour de l'axe de tangage Gy_1 . Le vecteur représentant ce moment cinétique est porté par l'axe positif Gy_1 , donc l'aile droite dans le cas considéré.

Mais l'avion tourne rapidement en roulis. Un moment cherche donc à ramener l'aile droite vers l'axe de la rotation en roulis, donc vers l'avant. Ce moment est donc négatif, à gauche.

Ce deuxième moment de lacet vaut donc $-I_y \cdot q \cdot p$.

Comparaison des deux moments de lacet qui s'opposent

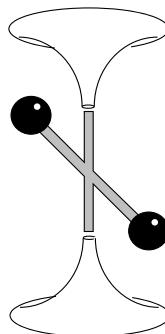
Les deux sont proportionnels au produit des vitesses angulaires de roulis et de tangage qui apparaît donc « en facteur » dans la différence.

Le coefficient de ce produit est la différence des moments d'inertie en roulis et en tangage de l'avion, $I_x - I_y$.

Il devrait donc apparaître comme évident à nos lecteurs, même non familiarisés avec ces notions relativement complexes, qu'il n'y a pas de couplage par inertie lorsque l'on fait tourner une sphère homogène autour de n'importe lequel de ses diamètres : les moments d'inertie sont égaux quel que soit l'axe choisi !

Et cela est parfaitement intuitif...

Mais supposons que l'on fasse tourner rapidement un objet ressemblant à une haltère autour d'un axe « oblique »... Il semble intuitif également que les paliers de l'axe de rotation vont ressentir des réactions bizarres.



Les vieux biplans avaient un ellipsoïde d'inertie pratiquement sphérique et les ingénieurs construisant ces avions pouvaient ignorer le couplage par inertie lors de leur conception sans conséquences graves sur la carrière de leur avion.

Les avions de combat à hélice, équipés d'un armement lourd dans les ailes, avaient un ellipsoïde d'inertie ressemblant à un ballon de football.

Mais les avions de combat à réaction ont été équipés de canons installés dans le fuselage et, du fait des vitesses pratiquées, se sont contentés d'ailes réduites à l'état de moignons. Il en est résulté une diminution progressive du moment d'inertie en roulis par rapport aux moments d'inertie de tangage et de lacet, qui allaient croissants : un moteur à réaction est beaucoup plus allongé qu'un moteur à pistons, son inertie en roulis est faible, ses inerties en tangage et en lacet sont très importantes.

L'ellipsoïde d'inertie est passé du ballon de football au ballon de rugby anormalement allongé...

Et lorsqu'on effectuait des tonneaux rapides sur F-100 en tirant, même légèrement, le manche, le moment de lacet dû au couplage par inertie pouvait être tel que la stabilité de route pouvait être insuffisante pour maintenir l'avion dans le « lit du vent ».

L'avion se mettait en travers à une vitesse non prévue par le calcul de la structure et pouvait se désintégrer.

Mais rappelons que les tonneaux enchaînés ne sont pas en eux-mêmes une manœuvre de combat : 3/4 de tonneau sont amplement suffisants en utilisation militaire.

Il suffisait donc, pour maintenir la disponibilité opérationnelle de l'avion, de préciser dans son Manuel de Vol qu'il valait mieux éviter les tonneaux enchaînés.

■ ***Mise en garde***

Nous venons de décrire une situation où il est impossible de « découpler » les trois axes de l'avion.

Ce cas est très rare sur les avions de ligne classiques pour deux raisons principales :

Du fait du montage des réacteurs en nacelles sous les ailes, les moments d'inertie autour des trois axes ne diffèrent pas trop.

Les vitesses angulaires importantes et simultanées sont plutôt rares.

Mais que la lecture de ce paragraphe puisse inviter les pilotes de transport à surveiller les avions munis de réacteurs à l'arrière du fuselage, mais surtout à éviter, autant que possible, un braquage simultané des ailerons et de la profondeur à la limite autorisée, même si le manuel de vol a oublié de parler de ce phénomène.

VI.9. La vrille

Contrairement à ce que pourraient penser nombreux de nos lecteurs, ce cas n'intéresse pas seulement les avions de voltige.

Rappelons qu'il est demandé à tous les constructeurs d'avions de transport de démontrer :

Soit que l'avion ne se met pas en vrille.

Que s'il peut s'y mettre... il peut en sortir.

■ ***La polaire de Lilienthal***

Nous devrions dire l'indicatrice de Lilienthal...

Rappelons que la polaire avait été définie en décomposant la résultante des forces aérodynamiques selon la vitesse air et la normale à cette vitesse. Nous allons maintenant considérer la résultante selon des axes liés au profil lui-même et pour cette étude de l'indicatrice nous ne parlerons que d'une « tranche » d'aile, sans y associer un fuselage ou des empennages.

vieux dicton :
la portance est une fleur qui naît de la vitesse,
la perte de vitesse c'est la vrille,
la vrille c'est la mort

Considérons un profil et une corde de référence bien précise sur ce profil pouvant être, par exemple, la droite joignant le bord d'attaque au bord de fuite.

Dessinons ce profil de telle manière que cette corde de référence soit horizontale. Elle le restera, quel que soit l'écoulement choisi.

Soufflons sur ce profil selon la direction de portance nulle, donc avec un « courant d'air » venant légèrement « du haut », puisque le profil n'est pas symétrique.

En un point quelconque, hors du profil, portons un vecteur parallèle à la résultante et de longueur proportionnelle à cette dernière qui n'est alors qu'une traînée pure, donc faible pour un profil seul.



Puis augmentons progressivement l'incidence en conservant la vitesse de l'écoulement. Pour chacune des incidences, reportons à partir du point un vecteur équivalent à la résultante. Nous traçons alors « l'indicatrice » de la résultante, en axes liés au profil.

Lorsque nous passons par environ 5° d'incidence, le profil passe par un point de polaire proche de la finesse maximum. Cette finesse maximum, pour un bon profil peut largement dépasser 20. Rappelons que nous étudions une aile seule.

Pour une finesse de 20, en axes classiques, liés à la vitesse, la résultante n'est « inclinée » vers l'arrière de la normale à la vitesse infini-amont que de moins de trois degrés, mais l'incidence est alors d'environ 5° . Cela signifie que la résultante, dans notre nouvelle représentation sera penchée vers l'avant d'environ un peu plus de 2° .

Retenons que l'indicatrice peut se placer en avant de la normale au profil.

Si nous continuons à augmenter l'incidence, nous finirons par atteindre le décrochage. Mais avant de l'atteindre, nous passerons par des valeurs de l'incidence de l'ordre de 15° , où la résultante est d'amplitude très élevée, mais où la traînée est telle que la finesse est déjà plus faible.

Mais même avec une finesse de 5, ce qui est déjà très bas, le point sur l'indicatrice se situe encore « vers l'avant » car la finesse correspond à une résultante « reculée » d'environ 11° sur la normale à l'écoulement, mais l'incidence étant de 15° le point correspondant sur l'indicatrice se situe 4° en avant de la normale au profil.

Lorsque l'incidence augmente encore le point correspondant de l'indicatrice recule et passe brutalement en arrière de la normale au profil, on pourrait dire simultanément avec le décrochage lui-même.

Si nous considérons une direction faisant un angle d'une trentaine de degrés vers l'arrière de la normale au profil, nous pouvons valablement supposer que l'indicatrice de Lilienthal la coupe sous un angle important et que le « gradient d'incidence » sur cet indicatrice est élevé. À savoir que peu de degrés d'accroissement d'incidence font glisser rapidement le point représentatif sur l'indicatrice.



Nous allons utiliser cette particularité de l'indicatrice pour tenter une explication rationnelle de la vrille, en retenant que, suivant la direction de l'écoulement, la direction de la résultante peut se trouver soit en avant soit en arrière de la normale à la corde de l'aile.

■ **Description de la vrille**

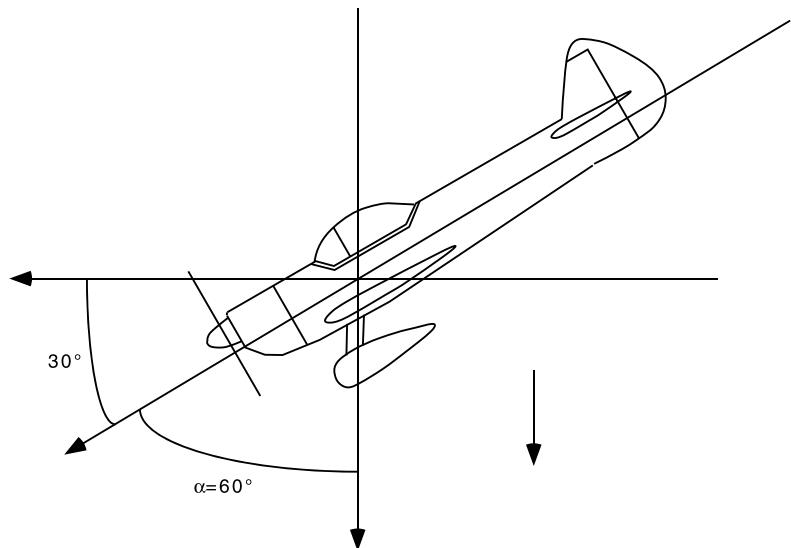
La vrille peut présenter des aspects assez différents qui dépendent de l'avion, de sa masse, de son centrage et des conditions de départ de ce phénomène.

De plus, la vrille n'est pas un phénomène stationnaire, ne serait-ce que parce que l'avion descend très vite et qu'il y a variation rapide des conditions « atmosphériques ».

Nous allons décrire un cas possible de ce phénomène et uniquement un cas. En somme, nous allons essayer de montrer qu'elle « peut » exister. Même si la vrille décrite ici correspond à un cas très général, il existe autant de genres de vrilles que de types d'avions et les comportements qui suivent ne sauraient être considérés comme universels.

Supposons que soit établi le phénomène suivant : un point de l'avion descend rapidement suivant une verticale.

L'assiette de tangage est d'environ 30° à piquer. L'assiette latérale est nulle.



Arrêtons là l'énoncé des hypothèses de base, car elles sont suffisantes pour décrire un phénomène plausible.

Recherche de la possibilité d'existence d'une solution.

S'il descend verticalement avec une assiette de 30° à piquer, l'incidence « moyenne » des ailes est d'environ 60° . Nous sommes donc en présence d'un écoulement moyen « décroché », donc pratiquement sans portance et la vitesse verticale importante s'explique alors parfaitement.

La vitesse verticale se stabilise donc à l'aide d'une relation du type « parachute » et comme la charge alaire d'un avion est largement supérieure à celle d'un parachute, il vaut mieux ne pas toucher le sol en vrille. Ordre de grandeur 1 000 kg et 10 m^2 pour un avion léger et 80 kg et 60 m^2 pour un parachute, ce qui donnerait en prenant un C_x de 1 une vitesse de descente environ 10 fois plus forte pour l'avion en vrille.

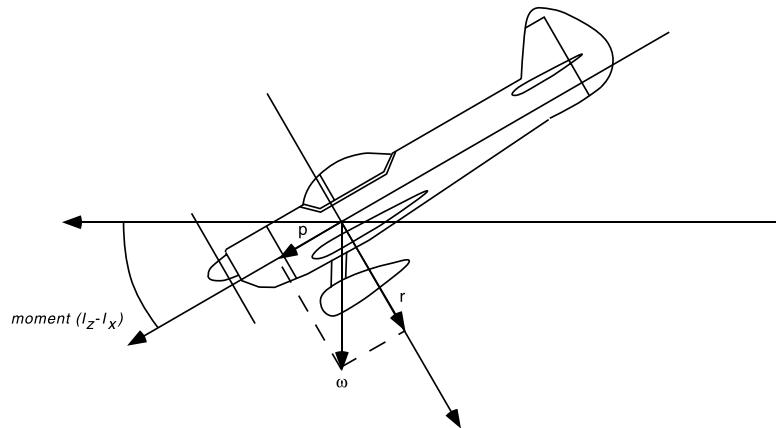
Mais l'avion est donc largement dans le régime aérodynamique de l'abattée. Nous avons vu dans le tome I que l'abattée résultait de l'arrêt de la déflexion, lui-même lié à l'absence de portance.

Il faut donc « tenir » l'assiette à 30° de piqué et donc trouver un moment de tangage, à cabrer bien sûr, qui l'empêche de planter le nez vers le sol, ce qui aurait pour effet à court terme d'arrêter la vrille par reprise immédiate d'une vitesse aérodynamique permettant le vol normal.

Supposons que l'avion tourne rapidement autour d'un axe vertical et supposons en plus que cet axe passe par le centre de gravité.

Pour que le phénomène soit stationnaire, il faut obligatoirement que l'axe de rotation soit vertical. Il passe parfois derrière le centre de gravité, mais cela ne remet en cause les explications que nous allons donner (sur CAP-10 B il passe par le centre de gravité).

Si l'avion tourne autour d'un axe vertical, cet axe fait un angle de 30° avec G_z_1 et de 60° avec G_x_1 .



Donc s'il tourne autour de cet axe, il tourne à la fois en lacet et en roulis. Les vitesses de lacet et de roulis étant liées (en appelant w la rotation en vrille), par les relations :

$$r = \omega \cdot \cos(30^\circ)$$

$$p = \omega \cdot \sin(30^\circ)$$

À noter que si la vrille est à droite, p et r sont positives toutes les deux et inversement, négatives toutes deux en cas de vrille à gauche. Le produit $p.r$ est donc toujours positif.

Supposons maintenant que les inerties en lacet et en tangage soient plus importantes que l'inertie en roulis. Nous avons vu que cela est vrai pour les avions de combat actuels, moins vrai pour les avions de transport.

Mais cela est vrai pour un monomoteur de voltige. En effet, sur CAP-10 B, par exemple, les ailes sont très légères et ne comportent pas de réservoirs. L'inertie en lacet ou en tangage, par contre, pour un avion de 700 kg équipé d'un moteur de près de 200 kg est très importante. De plus, en voltige, le carburant est contenu dans un réservoir situé derrière le moteur.

Tous ces facteurs confirment notre dernière hypothèse.

Le gyroscope constitué par l'avion tournant en lacet, le plus important des deux, a donc tendance à s'aligner sur l'axe de roulis par le plus court chemin.

Il subit donc un moment cabreur, qui peut équilibrer le moment d'abattée (ce moment est cabreur, que la vrille tourne à droite ou à gauche).

L'équilibre en tangage peut donc exister.

Il nous reste à trouver une explication à la vitesse de lacet, la plus importante des rotations angulaires.

Nous sommes en descente à 20° d'assiette à piquer, donc à 70° d'incidence moyenne.

Supposons la vitesse de lacet établie. Le moment d'amortissement en lacet va faire son effet et va donc avoir tendance à freiner progressivement cette rotation en r .

Ici, ce moment d'amortissement est dû au fait qu'une aile avance et que l'autre recule. Le fuselage et surtout la dérive, participent également au freinage de la rotation en lacet.

Il nous faut trouver un moment moteur, entretenant la rotation, donc de même signe que cette rotation en lacet.

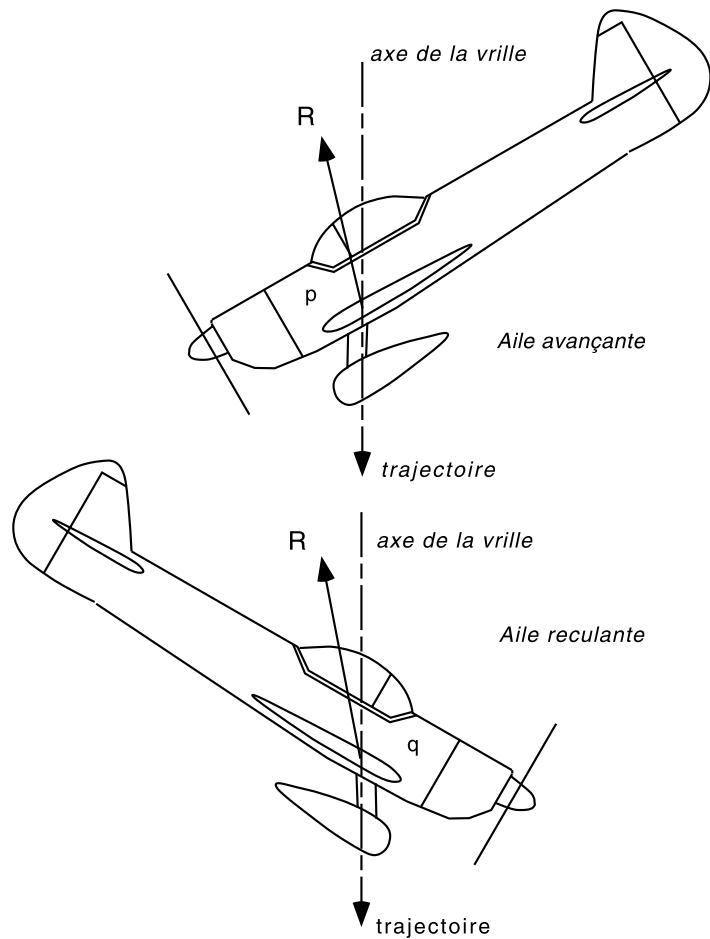
Supposons la rotation existante au départ. Du fait de cette rotation, que nous supposons à droite, l'aile droite et surtout son extrémité va reculer à une vitesse égale à la vitesse de rotation de la vrille, en radians par seconde, multipliée par la demi-envergure.

L'aile gauche va avancer avec la même vitesse en valeur absolue.

Or ces vitesses ne sont absolument pas négligeables par rapport à la vitesse de descente et vont se composer, avec le sens convenable pour chacune d'elles, avec la vitesse verticale de descente.

L'incidence de l'aile « avançante » sera donc plus faible que celle de l'aile « reculante ».

Le courant d'air qui va frapper l'aile qui avance lui parviendra nettement de l'avant et, inversement, le courant d'air frappera l'aile qui recule en provenance de l'arrière.



Or il est possible que nous nous trouvions dans des conditions où l'indicatrice de Lilienthal soit en avant de l'axe de rotation pour l'aile qui avance et en arrière de l'axe de rotation pour l'aile qui recule.

D'ailleurs, il suffit qu'elles n'aient pas la même orientation pour donner le moment de lacet que nous cherchons... L'aspect de l'indicatrice dans le secteur intéressant le laisse prévoir. Nous avons trouvé une explication dans le bon sens puisque le point sur l'indicatrice recule lorsque l'incidence augmente.

D'ailleurs sur CAP-10 B en vrille rapide l'aile reculante est « attaquée » sous une incidence supérieure à 90°, c'est-à-dire que le bord de fuite est devenu bord d'attaque et inversement. Il est possible d'imaginer dans ces conditions une petite résultante de cette aile, cantonnée bien sûr à son extrémité et pouvant être dirigée vers l'arrière de la verticale.

Essayons de chiffrer ce phénomène. Le CAP-10 B, en vrille rapide effectue un tour en 1,3 s et descend à 30 m/s. Un tour en 1,3 s correspond à 0,77 t/s soit $0,77 \times 6,28$ soit environ 5 rad/s. Sur 4 m de demi-envergure, cela donne une vitesse d'avancement, pour l'aile qui avance et de marche arrière pour celle qui recule, de 20 m/s. Composée avec la vitesse verticale de 30 m/s, nous obtenons un « courant d'air » en provenance d'une direction faisant 33° avec la verticale, mais « de l'avant » pour l'aile qui avance et « de l'arrière » pour l'aile qui recule (aux extrémités, bien sûr).

Comme pour ces incidences, le profil se comporte à peu près comme une plaque plane, le dessin de la page précédente est donc plausible.

Il reste à expliquer que les ailes restent à assiette latérale constante.

Sur CAP-10 B, cette assiette est sensiblement nulle pendant la vrille. Cela peut s'expliquer par l'effet dièdre, déjà notable aux incidences de vol et qui peut devenir important pendant la vrille.

Dès que l'avion penche il prend un dérapage « moyen » du côté où il penche et l'effet dièdre le redresse.

Nous avons donc trouvé une explication possible du phénomène vrille. Il est parfaitement possible de trouver d'autres explications à d'autres vrilles.

Le but de cette collection, rappelons-le, est de faire comprendre les phénomènes de base. Nous avons utilisé les phénomènes de base pour faire comprendre un processus très complexe. Il est donc normal que de grands spécialistes trouvent des lacunes dans nos explications.

■ ***Mise en vrille et sortie de vrille***

En fait la vrille, qui résulte d'un équilibre « ténu » entre des forces et moments aérodynamiques faibles et des effets d'inertie ayant le même ordre de grandeur peut présenter des aspects très variables.

En physique il est connu que lorsqu'une grandeur résulte de la différence de deux grandeurs très voisines, la moindre variation de l'une de ces dernières peut entraîner une variation relative importante de la différence et même un changement de son signe.

La vrille stabilisée, pour autant qu'elle existe puisque l'avion descend vite, est précédée d'une période transitoire au cours de laquelle il est possible d'observer des oscillations parfois importantes autour des valeurs moyennes obtenues lors de la stabilisation finale.

Il est possible d'observer des oscillations de lacet telles que lors des crêtes de l'oscillation la vitesse de lacet globale, la moyenne plus la transitoire, puisse être de signe opposé à la valeur moyenne.

Cela peut rendre très difficile la reconnaissance du sens de la vrille qui est fondamentale pour entreprendre les manœuvres de sortie. Il vaut mieux être prévenu et prendre le temps nécessaire à une identification absolument vitale.

Sur CAP-10 B, il n'y a pas inversion du lacet, tout au plus arrêt de courte durée de la rotation, mais la phase transitoire est remarquablement longue et peut nécessiter une perte d'altitude importante avant qu'elle ne s'amortisse.

La vrille n'est pas établie tant que cette phase transitoire ne s'est pas amortie. Il en résulte que les pilotes n'ayant pas attendu les trois ou quatre tours nécessaires à son amortissement complet ne se sont jamais trouvés en vrille. Et il est impératif de maintenir les commandes en position de départ de la vrille pendant toute cette période transitoire pour être vraiment confronté au phénomène de vrille stationnaire.

En particulier l'arrêt de la vrille est plus facile pendant cette période transitoire et malheureusement les conclusions que l'on peut tirer d'une manœuvre effectuée pendant cette phase transitoire sont souvent extrapolées à la vrille stabilisée.

La vrille stabilisée est caractérisée par des rotations stables en lacet et en roulis et une assiette de tangage constante (il y a bien rotation en roulis en dépit du fait que les ailes restent horizontales).

L'allure du phénomène stationnaire dépend de l'altitude, de la masse et du centrage, mais aussi de la position des commandes. En particulier, la vitesse de rotation dépend de la position de la gouverne de profondeur et, curieusement, plus la gouverne est placée « à piquer » plus la rotation est rapide.

Cela peut s'expliquer sommairement par le fait qu'il faut bien équilibrer le moment piqueur, certes faible mais non nul, dû au braquage de la profondeur par un couple cabreur plus important dû au couplage par inertie : l'avion doit donc tourner plus rapidement autour de l'axe vertical.

L'application d'un braquage à piquer de la profondeur, qui peut suffire à stopper un départ en vrille est donc absolument à éviter dans l'éventualité

d'une vrille stable établie : attention à la mécanisation des pilotes : « **On rend la main et tout s'arrange !** » est rigoureusement faux en vrille stabilisée.

Une application de la gouverne de roulis de sens opposé à la vrille peut être effectuée d'instinct par un pilote non préparé à cette situation et en état de stress prononcé.

Le danger est énorme : l'explication que nous avons donné sur l'indicatrice de Lilienthal montre alors que nous écartons encore plus les deux résultantes de la verticale et qu'en conséquence, nous augmentons la vitesse de rotation de la vrille.

Et cela peut favoriser fortement la rotation. Cet effet est nettement perceptible sur CAP-10 B. La vitesse de rotation augmente. Le moment cabreur dû au couplage par inertie augmente également et l'assiette de tangage peut devenir faible, voire presque nulle ce qui va rendre plus importante la perte d'altitude nécessaire au processus d'arrêt.

D'où l'appellation justifiée de vrille à plat. À titre indicatif, sur un CAP 10 B, un tour complet peut s'effectuer en moins de 1,3 s, mais surtout la vitesse verticale stabilisée peut atteindre la valeur fantastique de 33 m/s.

La sortie de vrille stabilisée , pour la presque totalité des avions ne peut être instantanée.

La sortie de vrille est un processus qui demande de la patience pour être mené à bonne fin. Ce processus commence par une déstabilisation du phénomène qui se termine au cours d'une agitation décrite lors de la mise en vrille lors d'un passage par « la bonne phase ».

Cela signifie qu'il est le plus souvent hors de question d'observer l'arrêt de la vrille comme une « réponse » immédiate à la mise en position des commandes pour cet arrêt.

Il en résulte que des avions ont été détruits pour la raison suivante :

Le pilote a appliqué correctement la procédure de sortie, mais n'observant aucun arrêt dans les secondes suivant immédiatement cette manœuvre il en a conclu hâtivement que la manœuvre n'était pas correcte.

Il a ensuite stoppé la manœuvre de sortie, pour réfléchir et cela peut avoir pour effet de ramener l'avion en vrille stabilisée nécessitant un redémarrage complet du processus.

Mais pendant ce temps, la planète Terre présente la particularité curieuse de se précipiter à la rencontre de l'avion : cette erreur ne peut se répéter indéfiniment car le crédit disponible s'épuise rapidement.

Sur CAP-10 B, le Manuel de Vol préconise la sortie de vrille stabilisée selon le procédé suivant :

- Manche secteur arrière. Nous avons expliqué pourquoi.
- Gouvernail à fond dans le sens opposé, pour contrer la rotation en lacet.
- Le tout à puissance réduite car l'hélice favorise la vrille à gauche sur cet avion.

Cela ne figure pas dans le Manuel de vol mais signalons que le CAP-10 B sort parfaitement de vrille stabilisée avec le manche secteur arrière en profondeur mais poussé à fond, en gauchissement, dans le sens de la vrille.

Il sort plus vite que par la sortie au gouvernail : le freinage de la rotation en lacet est plus efficace par utilisation des ailes que par le gouvernail, qui peut être mal « alimenté » en flux aérodynamique. Le glissement sur l'indicatrice de Lilienthal prend alors toute son importance.

Cela était connu lors des essais en vol de cet avion, mais les autorités de certification ont préféré faire figurer dans le Manuel de Vol la sortie au gouvernail à fond contre parce que plus instinctive pour la majorité des pilotes. Elles craignaient également qu'un pilote soumis au stress n'agisse à l'envers aux ailerons.

À titre d'information, signalons que la sortie de vrille préconisée pour l'avion Mirage III C, en vrille stabilisée, était ainsi définie dans son Manuel de Vol :

Manche secteur arrière, face aux repères du cockpit.
Gauchissement à fond dans le sens de la vrille.

Cette comparaison, effectuée sur deux avions très différents, montre qu'il vaut mieux connaître un minimum de cette mécanique que d'appliquer des recettes de sortie édictées au bar de l'aéro-club. Ce qui a, malheureusement, une probabilité non nulle.

**lorsque l'on connaît,
l'on comprend et
les idées reçues
s'envolent**

VI.10. Conclusions et idées reçues

Il est impossible d'expliquer en un seul chapitre la mécanique du vol latérale de l'avion.

Nous nous sommes contentés de décrire sommairement les fondements des mouvements latéraux en cherchant à rendre nos explications accessibles au plus grand nombre de lecteurs.

La priorité a été donnée à la possibilité de confronter ce que nous avons présenté avec la réalité du vol de l'avion. Les pilotes ne peuvent observer valablement les mouvements de leur avion sans un minimum de connaissances, l'expérience a montré qu'il est très facile de se convaincre de quelque chose de faux et il devient très difficile ensuite d'éradiquer la déviation.

Nous demandons aux véritables spécialistes de cette science de nous excuser pour les lacunes inévitables de notre description.

ANNEXES

**ANNEXE I
VIRAGE STABILISÉ EN PALIER AVEC VENT CONSTANT**

**ANNEXE II
CALCUL DES RÉPONSES DU MIRAGE III ET
DE LA CARAVELLE**

**ANNEXE III
ANALYSE D'UNE CONCLUSION ERRONÉE**

ANNEXE I
VIRAGE STABILISÉ EN PALIER AVEC VENT CONSTANT

1 – Généralités

Il a été écrit, malheureusement, dans certains documents de l'Aviation Civile, qu'en présence de vent il était nécessaire d'ajuster la puissance au cours du virage en fonction des directions relatives de la trajectoire de l'avion et du vent.

S'il est indiscutable que cette manœuvre est indispensable en présence d'un **gradient** horizontal de vent, c'est à dire d'une variation du vent, soit en direction soit en vitesse, en fonction de la position de l'avion à l'instant considéré, il semblerait que ce n'était pas le point de vue exprimé dans ces écrits qui laissaient entendre que la variation de puissance n'était imposée que par le fait que la vitesse relative de l'avion par rapport au sol variait au cours du virage.

Cette annexe a pour but d'expliquer que le maintien d'une vitesse air constante au cours d'un virage en palier effectué dans une masse d'air en mouvement uniforme, qui ne nécessite pas de variation de puissance, entraîne une variation de vitesse sol dont nous allons expliquer l'origine.

Le mot origine prend ici toute sa signification à savoir quelles sont les forces et par voie de conséquences les accélérations qui font varier la vitesse en axes liés au sol.

2 – Le virage en palier vu dans des axes liés au vent

Ces axes se déplaçant d'un mouvement uniforme par rapport à la Terre constituent un repère Galiléen, pour autant qu'un repère terrestre puisse être considéré comme tel.

Or nous avons vu que tant que les vitesses pratiquées ne sont pas largement supersoniques, un repère lié à la Terre est un repère Galiléen moyennant les hypothèses exprimées dans cette annexe.

Donc dans un repère lié à la masse d'air, le virage permanent se présente de la manière suivante :

- la portance est perpendiculaire à la trajectoire, par définition de cette portance,
- la traînée est portée par la vitesse,
- la composante verticale de la portance s'oppose au poids,
- la composante horizontale de la portance crée l'accélération normale à la trajectoire nécessaire au virage d'après le principe fondamental de la dynamique,
- la traction, ou la poussée, équilibre la traînée.

Et toutes ces affirmations restent stationnaires au cours du virage. En particulier, la vitesse reste constante par absence d'accélération longitudinale résultant de la première, de la seconde et de la dernière des constatations précédentes.

En résumé, aucune force ne vient perturber l'équilibre défini par la dernière constatation.

3 – Le virage en palier vu par un observateur au sol

■ *Accélération de ce mouvement*

Le mouvement de l'avion résulte d'une composition d'un mouvement relatif, que nous venons de décrire et d'un mouvement d'entraînement qui est celui de la masse d'air.

L'accélération absolue, c'est à dire par rapport au sol, résulte du processus général de composition des accélérations que nous allons rappeler.

L'accélération par rapport à des repères liés au sol se compose de :

- L'accélération relative, dans le repère AIR.
- L'accélération d'entraînement du repère AIR par rapport au repère SOL.

- L'accélération complémentaire, ou de Coriolis, s'il y a rotation du repère d'entraînement par rapport au repère absolu.

Appliquons ce qui précède dans le cas qui nous occupe.

L'accélération relative, dans le repère AIR, est l'accélération résultant du virage, créée par la composante horizontale de la portance, qui était perpendiculaire à la trajectoire air et dirigée selon la projection horizontale de l'aile intérieure au virage.

L'accélération d'entraînement est nulle, puisque le vent est supposé constant en grandeur et direction.

L'accélération complémentaire est nulle puisqu'il n'y a pas de rotation du repère d'entraînement.

Première conclusion importante :

« L'accélération en repère SOL est identique à l'accélération en repère air ». En particulier, elle est toujours dirigée selon la projection horizontale de l'aile intérieure au virage.

■ Trajectoire en repère sol

Nous allons détailler le calcul dans le cas particulier où la vitesse du vent est égale à la vitesse de l'avion.

- *Tracé de la trajectoire*

Le tracé de la trajectoire résulte de la somme d'un mouvement circulaire, facile à programmer et d'un mouvement d'entraînement rectiligne uniforme.

La programmation est aisée en coordonnées cartésiennes paramétriques.

Nous allons décrire la boucle de base du programme source, écrit en langage Turbo-Pascal, ayant servi à tracer la courbe de la Planche jointe à cette annexe.

Sur cette planche ont été également tracées les positions occupées par l'avion, avec leur orientation exacte, tous les 45° de virage. Cette partie du programme n'est pas jointe car elle nécessiterait une introduction trop longue sur les fonctions graphiques de ce langage informatique.

Ce symbole était nécessaire pour figurer sur **la trajectoire la direction exacte de l'accélération**.

Rappelons qu'elle agit suivant **l'aile droite**.

Les variables déclarées sont les suivantes :

X, Y : integer (coordonnées de la tâche sur l'écran représentant un point de la trajectoire)

I : integer (variable entière représentant le "pas" de la boucle et ici un degré d'angle)

psi : integer (l'argument sur le cercle générateur)

a : real (variable réelle, avec de nombreuses décimales, représentant la valeur en radians du paramètre de base)

rad est la constante permettant le passage des degrés aux radians, donc rad = Pi / 180 . Pi, en Pascal, vaut π

round est la fonction Pascal prenant la valeur entière.

PutPixel est une fonction graphique allumant un point de l'écran de coordonnées entières X et Y.

Rappelons que := est le symbole de l'assignation en Pascal, il signifie donner à la case mémoire du premier membre la valeur numérique du deuxième membre. L'avantage du Pascal, entre autres, est de le distinguer de l'égalité .

Le cercle générateur a 50 pixels de rayon. L'axe des Y est positif vers le bas sur l'écran normalisé VGA.

La boucle s'écrit :

```
for I:= 0 to 540 (1 tour et demi, soit 540°)
begin
psi := 90 + I (pour tenir compte du fait que le cap avion est à 90° du rayon du cercle
générateur)
a := rad * psi (les sinus et cosinus sont calculés à partir de l'angle en radians)
X := 50 + round (50*rad*I + 50*cos(a))
Y := 200 + round (50*sin(a))
PutPixel (X, Y, 15), (15 allume le point en blanc)
end
```

Le calcul de X et de Y fait apparaître simplement le rayon du cercle générateur par $50\cos$ et $50\sin$ et le terme $50\text{rad} \cdot I$ représente le vent à la vitesse de l'avion le long de l'axe des X qui « pousse » le cercle générateur.

- *Observation de la courbe*

Rappelons que l'accélération du mouvement se situe le long de l'aile droite de l'avion. Elle était donc bien orthogonale à la trajectoire air.

Observons la trajectoire sol.

Lorsque l'avion approche du point de rebroussement, où la vitesse va s'annuler il apparaît clairement sur la planche que l'accélération est pratiquement tangentielle à la trajectoire. Elle l'est exactement au point de rebroussement et elle explique ce point de rebroussement : elle « tire » l'avion vers sa droite et finit par renverser son sens de marche.

En ce point, l'accélération étant exactement tangentielle à la trajectoire, l'accélération normale est nulle, donc le rayon de courbure est infini.

Tous les géomètres analystes du monde précisent que le rayon de courbure est infini en un point de rebroussement. Il est remarquable que la vitesse s'annule par le côté et non pas de face, comme on serait tenté de le croire.

Puis le nez s'écarte du vent, la vitesse sol augmente fortement, mais la raison apparaît clairement : **la composante de portance est plus tangentielle que normale.**

Elle est donc la cause de l'accélération en axes sol.

Lorsque le cap dépasse la quadrature avec le vent, la composante horizontale de portance revient vers la normale à la trajectoire, la vitesse sol augmente de plus en plus lentement, pour être presque stable à deux fois la vitesse du vent pendant le sommet de l'arche de cycloïde.

En ce point l'accélération normale est la même qu'en axes air mais la vitesse sol est double de la vitesse air puisque l'avion vole exactement vent arrière.

Le rayon de courbure de la cycloïde au sommet de l'arche est donc exactement le double de celui du « cercle générateur ».

Et nous voyons apparaître le « mécanisme » qui rend égale l'accélération dans les deux systèmes d'axes, mais la réalité physique est inverse : c'est la constance de l'accélération qui fait que le rayon de courbure est double lorsque la vitesse est double.

Et il est notoirement connu par les férus de mécanique et nous espérons que beaucoup de nos lecteurs le sont, ou le deviendront, que le centre instantané de rotation de n'importe quel point de la périphérie d'une roue qui roule sans glisser sur une route est le point de contact de cette roue avec la route... ce qui explique également que le rayon de courbure soit le double du rayon de la roue.

Puis la composante de portance redevient progressivement tangentielle, mais vers l'arrière. La vitesse redécroît et l'avion approche du deuxième point de rebroussement.

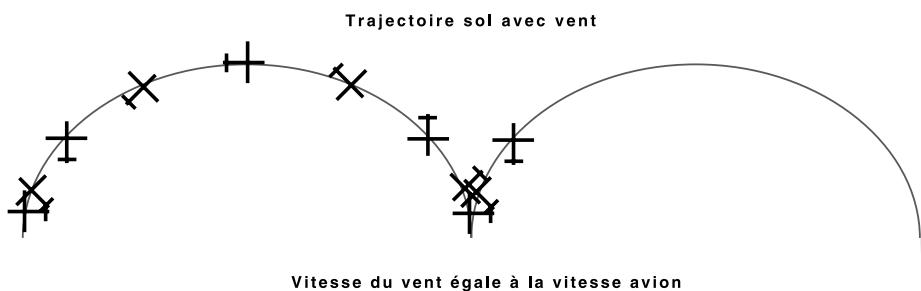
■ Conclusion

La vitesse sol d'un avion est variable lorsque cet avion effectue un virage stationnaire en palier dans une masse d'air en translation uniforme.

L'accélération qui donne naissance à ces variations de vitesse en axes sol est tout simplement la projection sur la tangente à la trajectoire de l'accélération créée par la composante horizontale de la portance qui n'est plus, dans ces axes, orthogonale à la trajectoire.

Rappelons qu'en présence de gradient horizontal l'explication que nous venons de donner est insuffisante.

Nous invitons nos lecteurs possédant un micro-ordinateur à programmer eux-mêmes des cas différents de vitesse du vent : même si la programmation graphique les rebute ils peuvent sortir un « listing » de positions et il suffit de faire varier la vitesse du vent en modifiant $50^{\circ}\text{rad}^{\circ}\text{I}$ dans l'expression de X .



L'étude de la trajectoire air d'un aéronef effectuant un virage circulaire autour d'un point fixe au sol serait différente : par exemple un pilote de modèle réduit télécommandé voulant faire tourner son appareil autour d'un arbre. Dans ce cas il lui faudrait évidemment faire varier le facteur de charge pendant le virage en fonction du gisement du modèle par rapport à cet arbre.

Les variations de puissance nécessaires seraient alors fonction de la variation de trainée induite résultante des changements du taux de virage mais absolument pas dues aux écarts entre la route du modèle et la direction du vent.

Il est bien évident que cette manœuvre ne pourrait être effectuée que si la vitesse du modèle est, au moins légèrement, supérieure à la vitesse du vent...

ANNEXE II**CALCUL DES RÉPONSES DU MIRAGE III ET DE LA CARAVELLE****1 – Généralités**

Le calcul, qui sera expliqué plus loin, impose la connaissance des coefficients des équations de forces et de moments.

2 – Identification analogique de modèles

En ce qui concerne le Mirage III et la Caravelle les coefficients des équations ont été obtenus directement, sans passer par les coefficients aérodynamiques de base.

Pour cela nous avons enregistré, en vol, sur support magnétique les réponses à des actions de gouvernes bien choisies et, simultanément les mouvements de ces gouvernes.

Ces derniers étaient ensuite « injectés » dans un modèle de l'avion cablé sur un calculateur analogique. Les potentiomètres du calculateur étaient alors ajustés méthodiquement jusqu'à obtention de réponses identiques de la part de l'avion et de son modèle.

Cela a été réalisé entre 1965 et 1968. Les résultats étaient ensuite utilisés, sur le Mirage III « à stabilité variable » qui était un simulateur volant du Transport Supersonique et la qualité des simulations obtenues, reconnue par les Pilotes d'Essai de ce Transport Supersonique, atteste de la validité de ces résultats (Revue ICARE, Concorde et son histoire, Tome I).

Il est évident que cette méthode est maintenant désuète. Il reste que, quelle que soit la méthode utilisée, il est indispensable que les actions de mesure sur les gouvernes

présentent un spectre riche et étendu, faute de quoi nous n'obtiendrions qu'une intersection en un seul point avec la Fonction de Transfert ou réponse en fréquence de l'avion.

Ces actions étaient donc des échelons, pour exciter les réponses lentes et des doublets, suite de deux impulsions de signes opposés et de surfaces égales, permettant d'exciter les modes oscillatoires rapides sans trop exciter les modes lents.

3 – Calcul des termes des équations

Si des lecteurs de cet ouvrage, disposant du "catalogue" des coefficients aérodynamiques, fournis par exemple par une soufflerie, souhaitent écrire les équations de l'avion ils ne doivent pas oublier que ce catalogue doit fournir impérativement, en plus des coefficients eux-mêmes, les paramètres indispensables suivants :

- les inerties autour des trois axes, I_x , I_y , I_z ,
- la masse,
- la surface et la longueur de référence, ou corde de référence,
- le centrage, pour les coefficients variables avec lui, ou la marge statique.

Et ne pas oublier la notion d'homogénéité. Par exemple les termes d'amortissement, en facteur des vitesses angulaires de roulis, de tangage et de lacet doivent impérativement débuter par un :

$$\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot 1$$

pour que cette expression soit homogène à un moment, puis inclure l'inertie correspondante en dénominateur et être ensuite multipliés par une expression de la forme :

$$q \cdot \frac{1}{V}$$

toujours pour l'homogénéité.

4 – Résolution numérique des équations

Que les lecteurs férus de mécanique du vol de l'avion nous excusent, nous avons volontairement sacrifié la précision rigoureuse à la possibilité de faire comprendre le calcul au plus grand nombre de nos lecteurs.

La formidable diffusion des ordinateurs incitera peut-être nombre de ceux-ci à essayer de résoudre ces systèmes.

Principe du calcul :

Les équations présentées permettent une solution mathématique mais nous allons décrire la solution « informatique ».

Le principe en est très simple. Soit une fonction F et sa dérivée « temporelle » dF/dt . Et soit Δt un intervalle de temps.

$$F(\text{fin intervalle}) - F(\text{début intervalle}) = \frac{dF}{dt} \cdot \Delta t$$

Or ceci est faux !

Le résultat ne serait valable que si la dérivée ne subissait aucune variation pendant l'intervalle choisi...

Ce n'est jamais le cas. Les analystes numériques disposent de deux moyens pour réduire l'erreur de ce calcul.

A) Réduction de l'intervalle de temps Δt . Nous sommes limités dans cette voie par la précision du « cadrage » des variables dans le calculateur. En effet il ne faut pas que la variation du paramètre soit trop réduite et être représentée par un trop petit nombre de « bits » car la précision du calcul s'en ressentirait.

Pour rendre la lecture du langage source accessible au plus grand nombre nous avons choisi $\Delta t = 0,1$ s.

B) Amélioration de la formule de base. L'équation simple que nous venons de présenter peut être remplacée par des formules beaucoup plus précises, tenant compte, par exemple de dérivées d'ordre plus élevés. Ce sont les célèbres formules de Runge-Kutta publiées dans tous les bons livres d'analyse numérique.

Volontairement, pour permettre la lecture du langage source, que nous allons publier, au plus grand nombre de lecteurs nous nous contenterons de la formule de base, qui pourrait être nommée formule de Runge-Kutta d'ordre zéro. Nous avons vérifié que cela ne modifiait en rien l'allure des réponses.

Pour finir nous publions le langage source, écrit en PASCAL, des deux parties des programmes qui correspondent à la résolution de ces équations.

Nous ne publions pas la partie du programme qui trace les courbes en faisant appel aux routines graphiques du PASCAL, mais les lecteurs peuvent toujours sortir facilement un listing des réponses et reporter ensuite les valeurs sur du papier millimétré.

5 – Langage sour ce du pr ogramme longitudinal

```

{Oscillation d'incidence}
{conditions initiales}
teta := 0 ; q := 0 ; alpha := 0 ; gamma := 0 ;
dM := -1 ;
l := 0 ;
repeat
  l := l + 1 ;
  {accélération en vit esse de t angage}
  qprime := mq * q + malpha * alpha + mdM * dM ;
  {vitesse de v ariation de l'incidence}
  alphaprime := q + zalpha * alpha + zdM * dm ;
  {calcul de la vit esse de t angage}
  q := q + qpr ime * Delt at ;
  {calcul de l'incidence}
  alpha := alpha + alphapr ime * Delt at ;
  {calcul de l'assiet te}
  teta := t eta + q * Delt at ;
  {calcul de la pent e}
  gamma := t eta - alpha ;
until l = 80 ;

```

6 – Langage source du programme latéral

```

{Mouvements latéraux}
{conditions initiales}
Psi := 0 ; Phi := 0 ; p := 0 ; r := 0 ; beta := 0 ;
dL := -0 ; dN := -1 ;
l := 0 ;
repeat
    l := l + 1 ;
    {accélération en virage sur le roulis}
    pprime := 1p * p + lr * r + lbeta * a * bet a + 1dL * dL + 1dN * dN ;
    {accélération en virage sur le lacet}
    rprime := np * p + nr * r + nbeta * a * bet a + ndN * dN + ndL * dL ;
    {vitesse de variation du dérapage}
    betaprime := -r + r_ad * g * sin(Phi/r_ad) / V + ybeta * bet a + y * dN/V * dN ;
    {calcul de la vitesse de roulis}
    p := p + ppr * time * Deltat ;
    {calcul de la vitesse de lacet}
    r := r + r_prime * Deltat ;
    {calcul de dérapage}
    beta := bet a + betaprime * Deltat ;
    {calcul de l'angle de grippe}
    Phi := Phi + p * Deltat ;
until l = 80 ;

```


ANNEXE III

ANALYSE D'UNE CONCLUSION ERRONÉE

1 – Introduction

Il y a une cinquantaine d'années des instructeurs pilotes ont cherché à savoir lequel des deux dérapages, le dérapage extérieur ou le dérapage intérieur, était le plus dangereux.

La question en elle-même était absurde puisque les avions ayant un plan de symétrie il n'y avait aucune raison valable de supposer qu'en toutes circonstances et surtout **toutes choses égales par ailleurs**, il y ait la moindre différence entre 5° de dérapage à gauche et 5° de dérapage à droite. Les écoulements n'avaient aucune raison valable de n'être pas... symétriques !

Ces instructeurs disposaient d'un biplan, datant des années 1933 et qui avait la particularité d'être muni de quatre « haubans de cabane » situés entre le capot et la voilure supérieure, juste devant la place avant et faisant avec l'horizontale un angle d'environ 43° lorsque les ailes étaient horizontales.

Il était alors extrêmement aisé de stabiliser une inclinaison d'environ 43° en virage : il suffisait de maintenir un de ces haubans parallèle à l'horizon.

Et c'était, malheureusement, la seule instrumentation d'essai en vol dont ils disposaient.

Ils ont donc effectué des virages en stabilisant cette inclinaison et en provoquant, avec la gouverne de direction des dérapages croissants, extérieurs et intérieurs qu'ils observaient avec un instrument de mesure imparfait : la bille. Nous avons expliqué dans ce livre qu'elle ne donnait une indication valable de dérapage... que dans le cas où la gouverne de direction n'était pas braquée.

Celle-ci se situait donc à l'extérieur du virage en dérapage extérieur et vice-versa.

Puis ils effectuaient une réduction progressive de vitesse anémométrique.

Ils ont alors constaté, à maintes reprises, que la vitesse de décrochage était plus élevée lors des virages en dérapage extérieur que lors des virages en dérapage intérieur, mais rappelons-le, **à la même inclinaison**.

Ils ont alors affirmé que le dérapage extérieur était plus dangereux que le dérapage intérieur et ils l'ont nommé dérapage par opposition au dérapage intérieur qu'ils ont nommé glissade.

Mais leur erreur a résidé dans l'affirmation que la différence des vitesses de décrochage était due à une différence des écoulements **latéraux** dans les deux cas. Cette analyse a donc conduit à donner des noms différents... **au même phénomène**.

2 – Analyse cartésienne de la différence

Considérons la figure 1 jointe à cette annexe.

L'avion a été représenté à 45° d'inclinaison. La force latérale due aux dérapages, dans les deux cas considérés, a pour valeur 20 % du poids de l'avion, ce qui est parfaitement raisonnable pour les avions actuels. En effet elle conduit lors de la manœuvre de « dérapé stabilisé » à un angle d'inclinaison de 12° . Tous les avions actuels en sont capables donc, à fortiori, le vieux biplan au fuselage haut et étroit.

Les conclusions que nous allons tirer d'une analyse basée sur ces 20 % sont valables, à fortiori, pour une portance latérale R_y supérieure.

La figure du haut, cas du dérapage extérieur, bille à l'extérieur, montre nettement que, pour conserver le pallier, c'est-à-dire une composante verticale de la résultante de R_z et de \vec{R}_y capable de s'opposer au poids de l'avion, il faut très nettement augmenter \vec{R}_z par rapport à sa valeur à dérapage nul qui est égale, bien sûr, au poids multiplié par la racine carrée de 2, à 45° d'inclinaison.

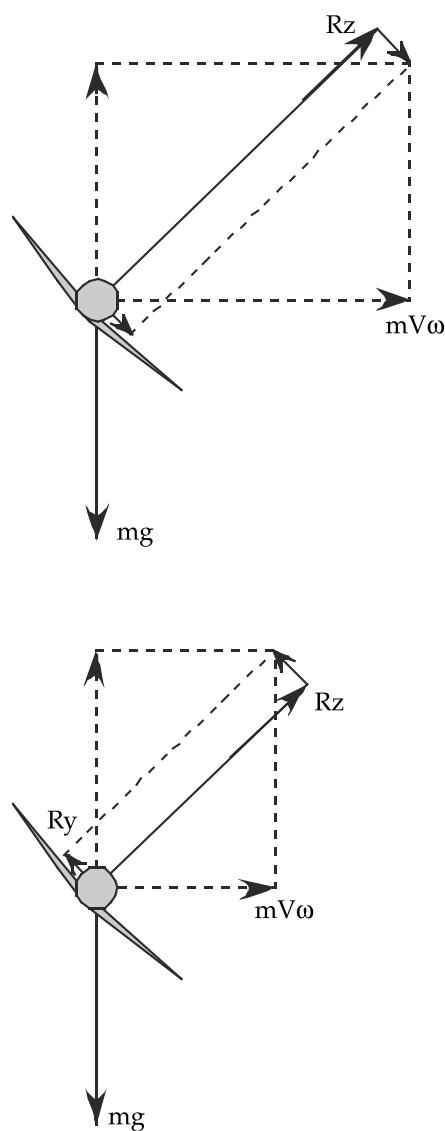


Figure 1

La figure du bas montre nettement, dans le cas du dérapage intérieur, qu'une portance \vec{R}_z , inférieure, suffit pour tenir l'avion en palier en s'opposant au poids.

La différence des vitesses de décrochage n'était donc due qu'à une différence... d'incidence. L'observation était correcte, l'analyse fausse.

3 – Une omission importante

Ces pilotes avaient effectué la comparaison à la même inclinaison et cela était la cause de la conclusion erronée. Mais démunis d'une instrumentation d'essai en vol ils n'ont pas observé une différence importante entre les deux cas.

En effet observons maintenant la composante horizontale de la résultante $\vec{R}_z + \vec{R}_y$.

Il est manifeste qu'en dérapage extérieur la composante horizontale de la résultante est très nettement supérieure.

L'avion a donc un taux de virage beaucoup plus élevé, à la même inclinaison, en dérapage extérieur. Ces pilotes auraient donc dû utiliser un chronomètre et mesurer ce taux de virage.

Tous les constructeurs de missiles à voilure cruciforme savent qu'il faut éviter d'« opposer » les deux voitures lorsqu'il faut déclencher une manœuvre et nous avons parlé dans ce livre du Gossamer Albatros qui ne virait que grâce à une portance latérale de fuselage parce qu'il ne pouvait pas s'incliner.

4 – Analyse détaillée des deux cas

L'erreur de base a donc été de comparer les virages à la même inclinaison. La bonne procédure aurait donc consisté à comparer les deux cas à même taux de virage, c'est ce que nous allons faire par le calcul.

Mais nous allons faire cette étude à toutes les inclinaisons usuelles et tracer les courbes donnant, d'une part, la portance nécessaire au maintien du palier et, d'autre part, le taux de virage en °/s. En plus nous allons donner les modèles utilisés qui sont relativement simples.

4.1 - Relation donnant Rz nécessaire au maintien du palier

L'observation de la figure 1 donne aisément les relations :

– dérapage extérieur :

$$Rz \cdot \cos \phi - Ry \cdot \sin \phi = mg$$

– dérapage intérieur :

$$Rz \cdot \cos \phi + Ry \cdot \sin \phi = mg$$

4.2 - Taux de virage

Pour calculer le taux de virage nous allons calculer d'abord la composante horizontale de la résultante de $\vec{Rz} + \vec{Ry}$, qui est la force « déviatrice de trajectoire ». Cette composante nous donne la valeur de $m.V.\omega$ et nous en déduisons aisément ω . Cette valeur est la « pulsation » du virage, en radian par seconde et il faut la multiplier par 180 et la diviser par π pour obtenir des °/s.

Il ne faut surtout pas utiliser la relation $\tan \phi = V^2 / r.g$ qui n'est valable qu'à dérapage nul.

– dérapage extérieur

$$m \cdot V \cdot \omega = Rz \cdot \sin \phi + Ry \cdot \cos \phi$$

– dérapage intérieur

$$m \cdot V \cdot \omega = Rz \cdot \sin \phi - Ry \cdot \cos \phi$$

La simple observation des quatre relations que nous venons d'écrire suffirait à expliquer la différence entre les deux cas...

4.3 - Calcul détaillé pour une inclinaison de 45°

Nous allons effectuer le calcul complet pour 45° d'inclinaison et une force latérale égale à 20 % du poids de l'avion.

Supposons un avion d'un poids de 10 000 Newton. Masse de 1 020 kg, Ry a donc pour valeur 2 000 Newton. Calculons d'abord Rz.

- en dérapage extérieur :

$$Rz = (mg + Ry \cdot \sin \phi) / \cos \phi$$

- en dérapage intérieur :

$$Rz = (mg - Ry \cdot \sin \phi) / \cos \phi$$

Le calcul donne 16 144 N en dérapage extérieur et 12 144 N en dérapage intérieur. À dérapage nul Rz aurait évidemment pour valeur 14 142 N, $(10\ 000 \cdot \sqrt{2})$.

Le décrochage précoce en dérapage extérieur s'explique parfaitement.

En ce qui concerne le taux de virage, commençons par calculer la composante horizontale dans les deux cas :

$$\text{extérieur : } Rz \cdot \sin + Ry \cdot \cos = m \cdot V \cdot \omega$$

$$\text{intérieur : } Rz \cdot \sin - Ry \cdot \cos = m \cdot V \cdot \omega$$

soit pour les pulsations, **en supposant une vitesse de 50 m/s**, proche de 100 noeuds :

$$\text{extérieur : } \omega = [(16\ 144 + 2\ 000) \cdot 0.707] / (1\ 020 \cdot 50)$$

$$\text{intérieur : } \omega = [(12\ 144 + 2\ 000) \cdot 0.707] / (1\ 020 \cdot 50)$$

finalement 0.25 et 0.14 radian par seconde.

En °/s, 14,42 et 8,06.

Cette différence phénoménale s'explique facilement en observant la figure 1. En dérapage extérieur la portance latérale favorise le virage. L'excès de portance également.

L'avion est bien un aéronef à voilure cruciforme...

5 – Étude pour les autres inclinaisons

La figure 2 donne la variation de la portance nécessaire au maintien du palier, pour le même avion, de 0° à 70° d'inclinaison.

Il est intéressant de noter que pour les inclinaisons faibles, d'environ 15° , la portance est plus faible que pour le vol en palier à dérapage nul : encore une fois l'avion est bien un aéronef cruciforme, ce que « porte » le fuselage n'est plus à porter par les ailes. À 45° il est bien évident que le point milieu entre les deux courbes correspond à une portance égale au poids multiplié par racine de 2 (racine de 2 est bien le facteur de charge du virage à 45° , à dérapage nul, ne l'oublions pas...).

Le figure 3 nous montre les taux de virage. À noter qu'en ce qui concerne le dérapage extérieur, courbe du haut, le taux de virage est nul pour une inclinaison légèrement inférieure, en valeur absolue, à -12° . Cela correspond au vol dérapé stabilisé, donc un vol rectiligne, penché d'un peu moins de 12° , mais à gauche. Inclinaison à gauche, dérapage à gauche.

Le sinus de 12° ayant pour valeur 0.21, nous avons bien dans ces conditions une composante de pesanteur, selon l'aile gauche, égale à 20 % du poids et qui équilibre la composante Ry due au dérapage à gauche.

L'autre courbe passe par 0 pour 12° d'inclinaison à droite, mais les lecteurs comprendront facilement ce résultat.

Un point particulier de ces courbes : les instructeurs de vol sans visibilité préconisent la formule « s'incliner de 15 % de la vitesse en noeuds » pour effectuer 360° de virage en deux minutes.

Nous pouvons observer que le point milieu entre les deux courbes, pour 15° d'inclinaison, soit 15 % de 100 noeuds, se situe aux environs de 3 degrés par seconde... soit le tour en 2 minutes.

Cela justifie notre calcul du taux de virage par l'intermédiaire de la composante horizontale.

Portance

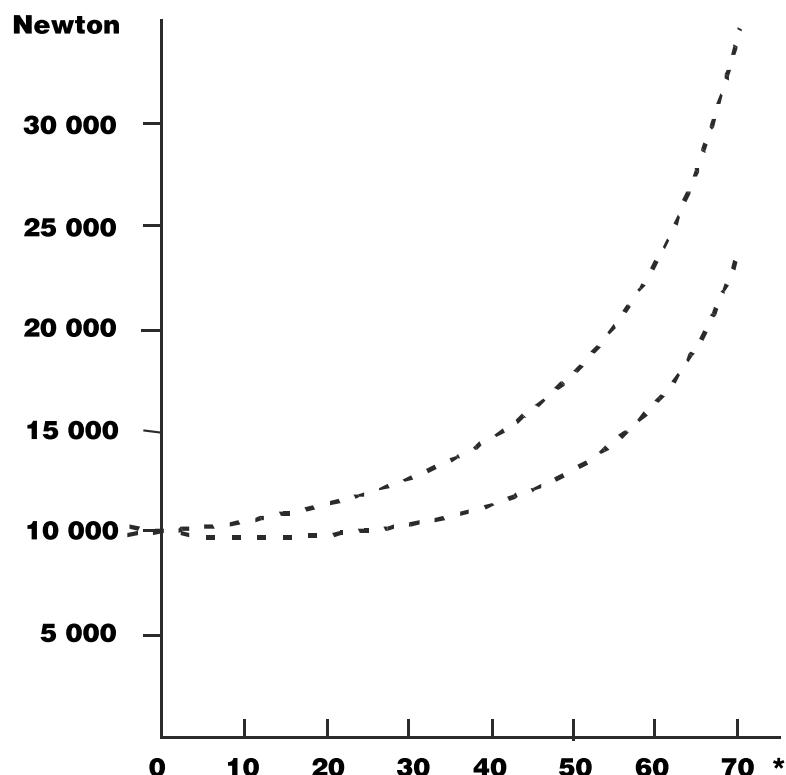


Figure 2
Portance en virage dérapé

6 – Conclusion

L'avion a bien un plan de symétrie. Rien ne distingue le dérapage à gauche du dérapage à droite. Le fait de les nommer par des appellations différentes fait croire à une différence.

Mais l'avion est un aéronef à voilure cruciforme et il est bien évident qu'il faut éviter de demander à une de ses « ailes » de contrer avec violence ce que veut faire l'autre, surtout lorsqu'il s'agit de s'opposer à la pesanteur !

De plus nous avons expliqué, lors de l'étude du virage, que pour les avions construits par un « bon faiseur » la meilleure procédure consiste, pour virer, à pencher l'avion. Il s'établira alors un léger dérapage intérieur, donc favorable à la sécurité, qui compte tenu des valeurs publiées dans ce livre ne réduira pas de façon perceptible la capacité de virer.

La gouverne dite de direction doit se limiter à assurer la symétrie du vol lorsqu'une cause, telle que l'effet de l'hélice, tend à la détruire.

Taux de virage

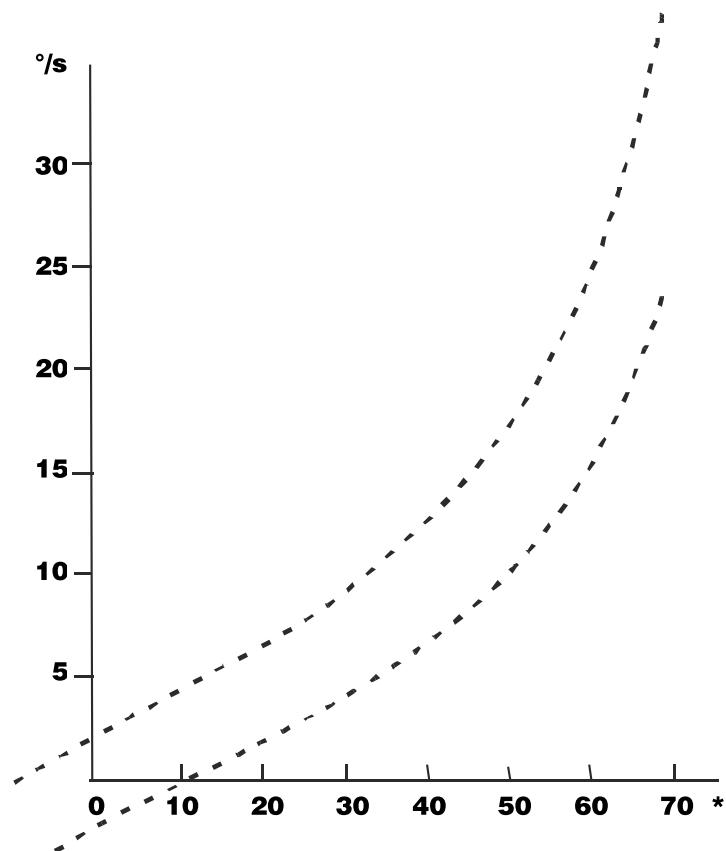


Figure 3
Taux de virage dérapé

**Vous pouvez faire part de vos remarques,
critiques, suggestions
aux auteurs à cette adresse :**

auteurs@cepadues.com

Imprimé en France par Messages SAS
111, rue Nicolas-Vauquelin
31100 Toulouse