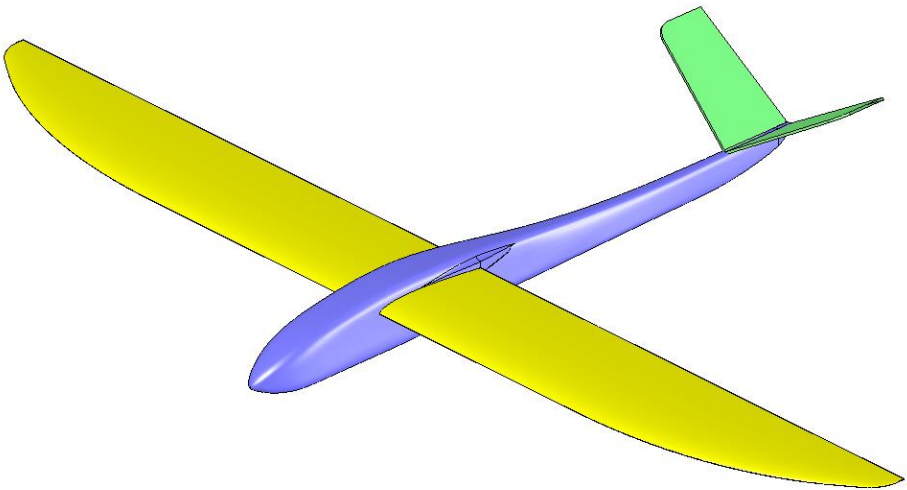


Mécanique du vol

&

Conception aérodynamique

MAJ du 16 mai 2026



Franck Aguerre

Toute ma reconnaissance à :

- *Mon épouse Pascale, à la fois correctrice en chef et soutien moral, qui a assuré avec brio ces deux rôles difficiles.*
- *Laurent Michelet (revues RCM et RC Pilot), la Fédération Française d'AéroModélisme et l'éditeur Isofac, qui ont cru à ce projet.*
- *Tous ceux, en particulier Serge Barth, Paul Bizard, Jean-Luc Bolteau, Jean Champenois, Raphaël Gougnot, Emmanuel de Margerie, Thierry Platon, Marco Ricci, Guillaume Rouby, Matthieu Scherrer, Martin Simons, et bien d'autres, qui ont contribué, directement par le temps passé à nos discussions ou indirectement par leurs publications techniques, à cet ouvrage.*
- *Toutes les personnes de mon entourage et les lecteurs des précédentes éditions qui, par leurs interrogations ou leurs suggestions, m'ont permis d'aborder de nouveaux angles de vue, qui in fine ont bénéficié à ce travail.*

Cet ouvrage est principalement destiné à la compréhension du vol et la conception de modèles réduits volants. Cela étant dit, les formules et les concepts manipulés sont majoritairement issues de l'aviation grandeur, avec quelques restrictions liées au domaine du modèle réduit, il est donc tout à fait envisageable de s'en servir pour la conception d'un avion léger. Dans tous les cas, le concepteur est seul responsable de sa conception et de ses choix techniques. L'utilisation de ce manuel et de son contenu ne peut donc en aucun cas engager la responsabilité de l'auteur.

Tous droits réservés à Franck Aguerre. Cet ouvrage ne pourra être copié ou diffusé sous quelque forme que ce soit sans l'autorisation expresse de l'auteur ou de l'éditeur.

Table des matières

1. PREAMBULE	3
2. DIS, COMMENT ÇA VOLE ?	5
2.1 UN PEU DE VOCABULAIRE.....	5
2.2 ORIGINE DE LA PORTANCE	7
2.3 QUANTIFICATION DE LA PORTANCE.....	11
2.4 QUID DU PROFIL ?.....	14
2.5 LE NOMBRE DE REYNOLDS.....	15
2.6 LA TRAINEE ET LE CX.....	16
2.7 LA TRAINEE INDUITE	17
2.8 TRAINEES ANNEXES	19
2.9 UN MOMENT, SVP !	20
2.10 ENFIN IL EST QUESTION DE CG... ET DE GIROUETTE.....	21
2.11 APPRIVOISER LA NOTION DE FOYER.....	24
2.12 STABILITE ET EQUILIBRE, DEUX NOTIONS DIFFERENTES	26
2.13 FOYER DE L'AERONEF COMPLET.....	28
2.14 EFFICACITE DE PORTANCE	33
2.14.1 EFFET DE L'ALLONGEMENT	33
2.14.2 EFFET DE LA FLECHE.....	35
2.14.3 EFFET DU SILLAGE D'AILE	35
2.14.4 EFFET DE LA SOUPLESSE STRUCTURELLE.....	36
2.15 UN PETIT MOT SUR LES PERFOS.....	37
2.16 RESUME DES PRINCIPES FONDAMENTAUX	38
3. OUTILS ET DOCUMENTS DE REFERENCE	39
3.1 UN PEU DE LECTURE	39
3.2 QUELQUES OUTILS.....	41
4. METHODOLOGIE D'ANALYSE	43

4.1 IDENTIFIER LE BESOIN.....	43
4.2 DIMENSIONNER L' AILE.....	47
4.2.1 <i>CALCULS DE BASE SUR L' AILE</i>	48
4.2.2 <i>CHARGE ALAIRE</i>	50
4.2.3 <i>ALLONGEMENT.....</i>	51
4.2.4 <i>EFFILEMENT</i>	57
4.2.5 <i>VRILLAGE.....</i>	59
4.2.6 <i>SAUMON</i>	59
4.2.7 <i>FLECHE</i>	61
4.2.8 <i>DIEDRE.....</i>	62
4.3 CHOISIR LE PROFIL D' AILE	65
4.3.1 <i>DEFINITIONS</i>	65
4.3.2 <i>ANALYSE GEOMETRIQUE</i>	66
4.3.3 <i>POLAIRES SIMPLES</i>	68
4.3.4 <i>POLAIRES MULTI-REYNOLDS</i>	71
4.3.5 <i>POLAIRES DE TYPE 2.....</i>	72
4.3.6 <i>REYNOLDS CRITIQUE</i>	73
4.3.7 <i>SYNTHESE</i>	75
4.4 DIMENSIONNER L' EMPENNAGE.....	77
4.4.1 <i>LES DIFFERENTS TYPES D' EMPENNAGE.....</i>	77
4.4.2 <i>EQUIVALENCE V/ CLASSIQUE</i>	78
4.4.3 <i>VOLUME ET CZ DE STAB.....</i>	81
4.4.4 <i>BRAS DE LEVIER DE STAB</i>	85
4.4.5 <i>ALLONGEMENT DE STAB.....</i>	86
4.4.6 <i>POSITIONNEMENT VERTICAL</i>	86
4.4.7 <i>DERIVE.....</i>	87
4.4.8 <i>PROFIL D' EMPENNAGE</i>	87
4.5 LE FUSELAGE	89
4.5.1 <i>PROFIL</i>	89
4.5.2 <i>MAITRE-COUPLE</i>	90
4.5.3 <i>BRAS DE LEVIER</i>	90
4.5.4 <i>POSITIONNEMENT VERTICAL</i>	91
4.6 LES REGLAGES.....	93
4.6.1 <i>CENTRAGE ET FOYER</i>	93
4.6.2 <i>FOYER LATERAL</i>	99
4.6.3 <i>CALAGES AILES / STAB ET CZ D' EQUILIBRE</i>	101

4.7 LES GOUVERNES.....	107
4.7.1 POSITION DES ARTICULATIONS	108
4.7.2 DEBATTEMENTS ET DIFFERENTIEL.....	108
4.7.3 DIMENSIONNEMENT DES SERVOS	110
4.7.4 LES AEROFREINS.....	112
4.8 EVALUER LES PERFORMANCES.....	115
4.8.1 TRAINEE DE PROFIL (CXP)	118
4.8.2 TRAINEE INDUITE (CXI)	119
4.8.3 TRAINEE DE FUSELAGE (CXF)	120
4.8.4 TRAINEE D'ACCESSOIRE (CXU).....	121
4.8.5 TRAINEE TOTALE.....	121
4.8.6 POLAIRES EN VIRAGE	122
4.9 LE VOL AU MOTEUR	123
4.9.1 VOL EN PALIER	123
4.9.2 PERFORMANCES EN MONTEE	125
4.9.3 MODELE D'HELICE.....	127
4.9.4 FOCUS SUR LE RENDEMENT D'HELICE	130
4.9.5 NOMBRE DE PALES ET EQUIVALENCE DE DIAMETRE.....	132
4.9.6 MODELE DE MOTEUR ELECTRIQUE	133
4.9.7 STRATEGIE D'ASSEMBLAGE DES MODELES.....	137
4.10 MISE AU POINT	139
4.10.1 REGLAGES EN ATELIER.....	139
4.10.2 REGLAGE DES TRIMS	141
4.10.3 VERIFICATION DU CENTRAGE	142
4.10.4 FINALISATION DU CALAGE DE STAB.....	144
4.10.5 ANGLES MOTEUR	144
4.10.6 AFFINAGE DES DEBATTEMENTS	145
5. POUR ALLER PLUS LOIN	147
5.1 INFLUENCE DE LA CHARGE ALAIRE.....	147
5.2 COMPARATIF DES CONFIGURATIONS AERODYNAMIQUES	148
5.3 VOILETS DE COURBURE, SNAP-FLAP.....	150
5.4 LES DISPOSITIFS HYPERSUSTENTATEURS.....	154
5.5 EFFETS ET UTILITE D'UN TURBULATEUR	156

5.6	REPARTITIONS DE PORTANCE ET DE CZ APPROCHEES....	158
5.7	CALCUL FIN DU CG	161
5.8	INFLUENCE DU FUSELAGE SUR LE CALAGE DE STAB.....	165
5.9	VRILLAGE D'UNE AILE VOLANTE A SIMPLE TRAPEZE	167
5.10	MIEUX COMPRENDRE LE TEST DU PIQUE	168
5.11	AFFINER LE CHOIX DU BRAS DE LEVIER D'EMPENNAGE	170
5.12	FONCTIONNEMENT DYNAMIQUE	171
5.13	LE FLUTTER	175
5.14	HELICE A PAS VARIABLE, UNE PANACEE ?.....	178
5.15	HELICE BLOQUEE OU HELICE LIBRE ?	178
5.16	SOUFFLE HELICOÏDAL D'HELICE, MYTHE OU REALITE ?	180
5.17	REPRESENTATIVITE DES CALCULS.....	183
5.17.1	<i>CG, CALAGES ET PERFO</i>	183
5.17.2	<i>XFOIL ET NCRT</i>	185
5.17.3	<i>LINEAIRE VS NON-LINEAIRE</i>	185
5.17.4	<i>UN PEU DE BON SENS.....</i>	187
5.17.5	<i>EXPERIMENTER</i>	188
5.18	QUELQUES APPLICATIONS PRATIQUES	191
5.18.1	<i>PLANEUR 60''</i>	191
5.18.2	<i>K-NAR DE PATRICE PONS (MMAG N°704)</i>	192
6.	FORMULAIRE.....	193
6.1	REFERENTIEL DE VOL	193
6.2	DESIGNATIONS PRINCIPALES	193
6.3	PREFIXES	194
6.4	SUFFIXES.....	194

Mécanique du vol & conception aérodynamique

Qui n'a jamais rêvé de se lancer dans la conception de son propre aéromodèle ? Chaque modéliste y a probablement pensé un jour, mais peu osent tenter l'aventure faute de connaissances suffisantes en aérodynamique ; ou alors, plus fréquemment, certains l'ont fait mais en reproduisant des schémas déjà éprouvés, sans les clés pour les décoder. Certes, les traités de mécanique du vol ne manquent pas... seulement ils se focalisent le plus souvent sur le seul formulaire mathématique, désespérément opaque pour le commun des mortels, au détriment des explications. A l'opposé, certaines publications dites de vulgarisation ne dépassent pas le stade de la recette de cuisine par trop empirique et, pire, véhiculent et entretiennent des fausses vérités. Entre ces deux extrêmes, pas grand-chose.

Pourtant, l'aérodynamique n'est pas si complexe que cela, tous les phénomènes physiques en jeu pouvant être expliqués de manière très pragmatique et bien souvent en faisant appel au simple bon sens. De même, même si les formulations théoriques qui les sous-tendent sont parfois très complexes (équations de Navier-Stokes, théorie des profils mince, théorie de la ligne portante, ...), nombres de ces phénomènes peuvent être correctement décrits par des résultats simples.

Toute l'ambition de cet ouvrage est justement de rendre abordables les bases de la mécanique du vol, pour ensuite réaliser vos conceptions de manière simple et cohérente, avec l'assurance de réussir. Ou, à défaut de concevoir, d'être tout simplement en mesure de régler ou d'améliorer en toute connaissance de cause un modèle existant.

Il ne sera pas néanmoins possible de faire l'économie du formulaire, parfois accompagné de démonstrations dont l'objectif est d'aider ceux qui le souhaitent à mieux « jongler » avec les différents concepts. Que le lecteur se rassure, leur maîtrise n'est pas du tout indispensable à la bonne compréhension de cet ouvrage. En effet, plusieurs niveaux de lecture sont proposés, comprenant en parallèle du formulaire des explications littérales, des exemples illustrés ainsi qu'une méthode d'analyse graphique. Les seuls outils indispensables seront donc une feuille de papier, une règle, un crayon, ainsi qu'une calculatrice toute simple. Sans oublier un peu de patience pour prendre le temps de bien assimiler, pas à pas, toutes les notions abordées ici.

1. Préambule

Avant de rentrer dans le vif du sujet, un petit rappel n'est peut-être pas inutile. Comme toute science appliquée, l'aérodynamique et la mécanique du vol n'ont pas pour prétention de délivrer des résultats exacts. Les écoulements de l'air autour d'un avion peuvent en effet être d'une telle complexité qu'il serait illusoire de chercher à les appréhender dans leur intégralité, même en disposant de moyens de calcul infinis et même si, pris de manière isolée, chaque phénomène en jeu est généralement très bien décrit et théorisé. Leur étude passe donc par une modélisation bâtie sur des hypothèses simplificatrices, mais surtout sans perdre l'essentiel afin de garantir une représentativité correcte de la réalité, fondement s'il en est de toute démarche scientifique et technique.

A notre niveau, bien loin des immenses moyens techniques et scientifiques dont dispose l'aéronautique grandeur, les simplifications sont donc inévitables et cet impératif de représentativité revêt une importance encore plus cruciale. Par chance pour nous, les supercalculateurs n'ont pas toujours existé et les théoriciens de l'ère pré-numérique ont bien dû faire sans, avec des résultats assez extraordinaires malgré des moyens très limités. Les théories comme celles des profils minces et de la ligne portante, datant de l'âge d'or du début du XXème siècle (Prandtl, Munk, Von Karman, Joukovski, etc.), procèdent de ce principe en décomposant l'aéronef en des éléments simples et faciles à caractériser : profil, corde, surface, allongement, bras de levier, etc. Moyennant quelques précautions liées à leur domaine de validité, elles permettent d'obtenir des résultats tout à fait satisfaisants avec des calculs relativement abordables, aussi elles seront ici très largement mises à contribution.

Le formulaire et les démonstrations associées étant très largement accessibles, sur papier et sur internet, ce livre n'a pas vocation de les lister exhaustivement même s'il est déjà relativement complet. Le parti pris est plutôt de se concentrer avant tout sur des explications les plus abordables et claires possibles, puis de dérouler une méthodologie simple, efficace et surtout cohérente. L'important n'est d'ailleurs pas de maîtriser sur le bout des doigts toutes les équations du vol, il y a des outils très performants pour cela, mais plutôt d'acquérir une vision globale des principaux mécanismes du vol et de développer un esprit critique sur les données et résultats manipulés. De même, si toutes les configurations aérodynamiques un peu exotiques ne pourront être étudiées dans leurs moindres détails, les clefs délivrées ici permettront de les appréhender avec un recul suffisant. Pour cela, nous aborderons les choses en trois niveaux : d'abord une approche d'ordre général de la mécanique du vol, puis un zoom élément par élément, puis pour finir des précisions sur certains points. Le formulaire suit donc la même logique.

Un autre distinguo s'impose aussi : concevoir un modèle et en dessiner le plan sont deux processus très différents. Le premier définit une architecture globale, le second la rend fabricable. Ce livre ne vous dira donc rien sur le dessin de détail et la fabrication d'un avion. Mais, à mon sens, là n'est pas le plus important, un constructeur expérimenté pouvant facilement se contenter d'un croquis sommaire

pour mener à bien la réalisation d'un modèle, tandis qu'une conception aérodynamique bâclée peut amputer dès le départ toute chance d'avoir un résultat satisfaisant.

Dernier point, et non des moindres : en aérodynamique, la vraie difficulté n'est pas dans la recherche de la performance pure et dure, mais dans la recherche de qualités de vol. Comportement sain et linéaire, trajectoires tendues et précises, axes de pilotage bien découplés, etc. sont autant de critères bien plus importants que le gain de quelques % de traînée. Pour parodier une formule bien connue, sans qualité de vol la performance n'est rien...



A l'image de ce que révèle cette photo (Copyright Le Vol en Thermique, Burkhard Martens, Editions Edoceo), de nombreux phénomènes aérodynamiques sont facilement observables dans la vie quotidienne. Il suffit d'ouvrir les yeux, par exemple en regardant ce qui passe à la surface d'un cours d'eau ou même d'une simple baignoire. Ici, on peut observer à la fois l'effet Coanda, la couche limite et la transition laminaire / turbulent.

2. Dis, comment ça vole ?

2.1 Un peu de vocabulaire

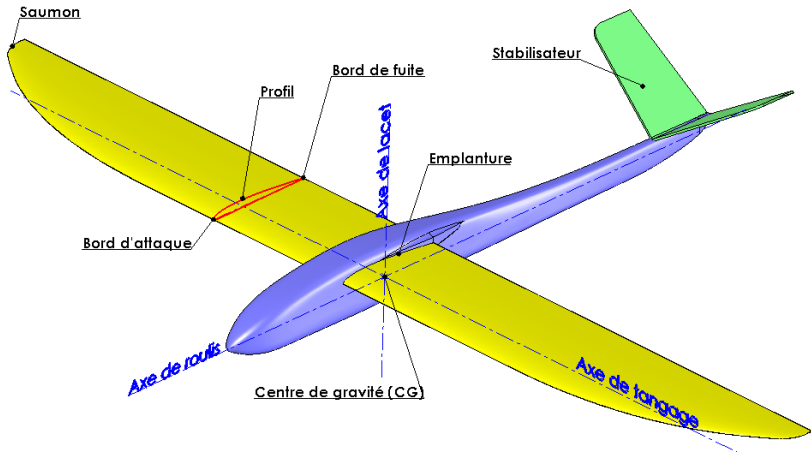


Fig. 01

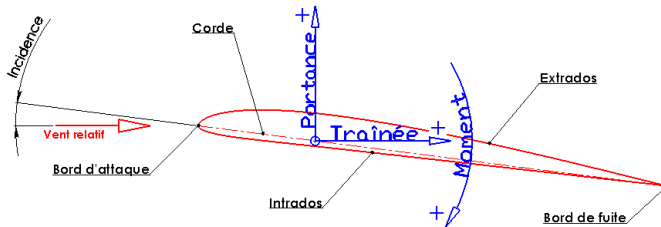


Fig. 02

- Aérodynamique : science des écoulements, visant à définir et quantifier les forces en jeu.
- Mécanique du vol : science du pilotage de la trajectoire, utilisant les différentes portances.
- Axes de roulis (X), tangage (Y) et lacet (Z) : pilotés respectivement par les fonctions « aileron », « profondeur » et « dérive ».
- Incidence (α , alpha) : angle d'attaque d'une surface ou d'un profil par rapport au vent relatif de la masse d'air (= direction de vol). L'angle est considéré par rapport à la corde (ligne passant par les bords d'attaque et de fuite). Par convention, cet angle est positif quand le bord d'attaque est plus haut que le bord de fuite et négatif dans le cas inverse.
- Allure (ou assiette) : angle entre l'axe médian du fuselage et l'horizontale. Contrairement à l'incidence, difficile à appréhender, c'est l'angle le plus directement perçu par les pilotes de modèles réduits.

- Pente : angle entre la direction de vol et l'horizontale.
- Calage : angle entre un axe de référence (généralement l'axe médian du fuselage) et la corde d'une aile ou d'un stabilisateur.
- Portance : force qui s'oppose au poids du modèle et/ou à son inertie, caractérisée par le coefficient de portance (C_z). Par définition elle est perpendiculaire au flux aérodynamique (= direction de vol dans la masse d'air), sur l'axe Z.
- Traînée : force qui s'oppose à l'avancement du modèle, caractérisée par le coefficient de traînée (C_x). Par définition dans le sens du flux aérodynamique (opposé à la direction de vol), sur l'axe X.
- Moment : effort de rotation dû à l'action d'une force sur un bras de levier. Dans le cas de l'avion, il est caractérisé par le coefficient de moment (C_m) et résulte de l'écoulement de l'air autour des profils. Il peut être à piquer (moment négatif) ou à cabrer (moment positif).
- Couple : cas particulier d'un moment engendré par deux forces de bras de levier identiques mais de sens opposés (moment pur, sans force résultante).
- Foyer : point d'un élément aérodynamique (profil, voilure, fuselage, modèle) autour duquel son moment est constant et indépendant de l'incidence.
- Stabilité : capacité à reprendre naturellement une ligne de vol normale après une perturbation (remous d'air ou ordre du pilote).
- Equilibre : situation où toutes les forces et les moments s'annulent mutuellement.
- Centre de gravité : point où s'équilibrent toutes les masses et où se résume l'application de la force de pesanteur. C'est aussi le centre instantané de rotation de l'avion. Son placement conditionne la stabilité de vol, principalement autour de l'axe de tangage, et de règle en déplaçant certaines masses embarquées (accumulateur, récepteur, etc....) ou en rajoutant des masses (plomb) aux extrémités avant ou arrière.
- Allongement (λ , lambda) : valeur quantifiant l'importance de l'envergure devant les cordes de l'aile.
- Polaire : courbe représentant l'évolution d'un vecteur aérodynamique qui varie en fonction d'un paramètre.
- Polaire Eiffel : graphe C_z/C_x , en fait C_x fonction de C_z bien que C_x soit en abscisse, l'incidence étant le paramètre. Par extension, on qualifie de « polaire » tous les graphes de caractéristiques aérodynamiques.

Il n'en faut pas beaucoup plus pour décrire les principes élémentaires du vol, moyennant un petit rappel, presque une évidence : les lois de la mécanique du vol et de l'aérodynamique sont valables quelle que soit la formule de l'appareil : planeur, avion, canard, jet, biplan, aile volante, soucoupe volante, etc...., tous sont des corps rigides et lourds évoluant dans un fluide (l'air), ce dernier servant à la sustentation et dans certains cas à la propulsion. Par « malchance » pour notre loisir, une difficulté supplémentaire se greffe à cause de l'effet d'échelle, réduisant d'autant les marges d'approximation : les écoulements sont d'autant plus délicats à maîtriser que l'aéronef est petit. La « faute » à un certain M. Reynolds... et surtout à la viscosité de l'air.

2.2 Origine de la portance

Dans sa globalité, le fonctionnement du vol est simple : d'un côté une énergie (moteur, énergie potentielle (hauteur) ou thermodynamique (ascendance)) est fournie pour avancer, de l'autre le déplacement ainsi engendré génère une force de portance équilibrant le poids de l'appareil. C'est élémentaire pour l'instant, mais les choses se compliquent dès qu'on cherche à caractériser cette force de portance.

Tout d'abord, cassons un mythe : dans un avion classique, il n'y a pas que l'aile qui génère de la portance, même si elle en est le principal contributeur, mais tout l'aéronef et ce de manière variable suivant les différentes phases de vol.

Ensuite, l'explication de la portance traditionnellement avancée, uniquement basée sur le contournement géométrique du profil par l'air (plus de distance à parcourir pour suivre l'extrados que l'intrados, etc.), ne tient pas deux secondes devant la plus simple observation visuelle. Considérons en effet un modèle de voltige indoor dont le profil se résume à une simple plaque dépourvue de tout galbe, ou bien un avion de transition doté d'un profil dissymétrique évoluant pourtant très bien en vol dos. Il y a donc autre chose, de bien plus fondamental, en l'occurrence tout simplement l'incidence de l'aile, la portance étant générée proportionnellement à l'angle d'incidence (pour une vitesse d'air et une surface de voilure données).

Oui, mais comment ? Là aussi, c'est très simple et plein de bon sens élémentaire : plus l'angle d'incidence est important, dans la limite de l'incidence de décrochage, plus l'aile dévie et donc accélère la masse d'air circulant autour du profil (fig. 03).

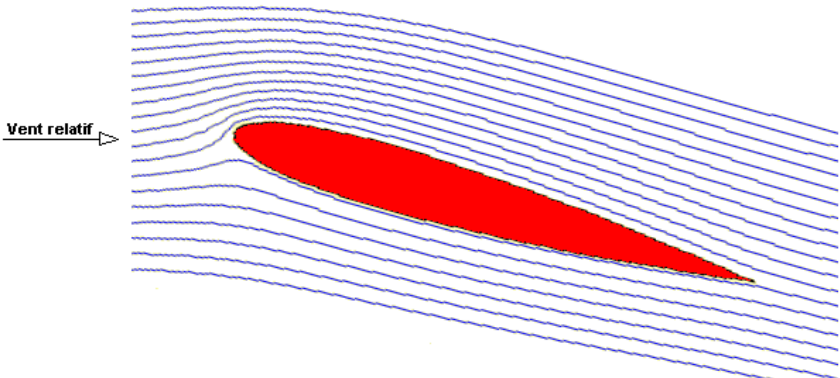


Fig. 03

Du point de vue global, la troisième loi de Newton est suffisante pour décrire le principe : en réaction à la quantité de mouvement de la masse d'air déviée dans un sens, l'aile subit une force de sens opposé qui sustente l'avion. Mais, faute de pouvoir quantifier a priori cette masse d'air déviée, cette loi ne permet pas d'aller

plus loin, contrairement à l'application locale (le long du profil, en le décomposant en petits éléments étudiés de proche en proche) du théorème de Bernoulli qui définit la relation entre la vitesse d'un fluide, ici autour du profil, et sa pression statique (petit rappel : le « . » symbolise l'opérateur « multiplier ») :

$$P + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 = Cste$$

Avec : $\rho = 1,225 \text{ kg} / \text{m}^3$ la masse volumique de l'air (à l'altitude de la mer et à 15°C), V la vitesse du vent relatif (en m/s), P la pression statique (en Pa).

Le terme $\rho \cdot V^2 / 2$ est appelé pression dynamique (q) du fluide, en l'occurrence l'air, et représente son énergie cinétique. Dans le cas d'un aéronef, la valeur de Cste (constante), appelée aussi P0 au niveau de la mer, est la pression atmosphérique ambiante.

L'introduction du théorème de Bernoulli ne valide pas pour autant la pseudo-théorie des « temps de transition égaux » (qui affirme que l'air séparé au bord d'attaque se rejoint au bord de fuite). Bien au contraire même, car c'est précisément parce que l'air circule de manière indépendante entre l'intrados et l'extrados (par quel miracle des molécules d'air séparées au bord d'attaque et suivant un chemin différent arriveraient-elles simultanément au bord de fuite ?) que Bernoulli permet de quantifier le fonctionnement aérodynamique du profil.

L'application du théorème de Bernoulli se fait en réalité tout au long du profil, en étudiant localement (le profil étant discrétisé en un nombre de points suffisant) la pression de chaque point. L'ensemble des points donne le champ (au sens littéral du terme) de pression engendré par la circulation de l'air autour du profil (fig. 04).

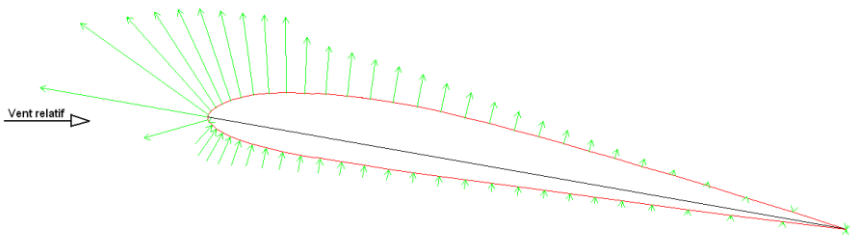


Fig. 04

Ce champ de pression présente, relativement à la pression ambiante, des zones en dépression (flèches s'écartant du profil) et d'autres en surpression, (flèches dirigées vers le profil), avec un écart proportionnel à la longueur de la flèche. On pourra remarquer que les plus forts niveaux, tant de dépression que de surpression se concentrent au niveau du bord d'attaque, car c'est dans cette zone que l'air subit la plus grande déviation et donc circule le plus vite.

Le fait d'introduire cette notion de champ de pression permet aussi de comprendre que l'influence du profil sur la masse d'air ne se limite pas au proche contour de l'aile. En effet, si une certaine zone est en dépression ou surpression, les zones proches subissent cette influence : la hauteur d'air déviée par le profil est donc bien plus importante que l'épaisseur du profil lui-même. Cela est particulièrement visible sur la fig. 03, où l'on distingue bien le resserrement des filets d'air assez loin au-dessus du bord d'attaque. Et cette déviation ne s'arrête pas au bord de fuite de l'aile ou du profil, mais s'étend bien au-delà en aval. Comme nous le verrons plus tard en détail, cela a une influence sur le fonctionnement du stabilisateur qui subit cette déviation, appelée déflexion de sillage (cf. §2.14.3).

L'intégration de toutes ces valeurs de pressions sur la périphérie du profil donne une force, appelée résultante aérodynamique (R), dont l'intensité, la direction et le point d'application (appelé centre de poussée, CP) varient suivant la géométrie du profil, l'incidence et la vitesse de vol. Telle quelle, cette force n'est donc absolument pas pratique à utiliser, contrairement à sa décomposition en forces élémentaires. Celle-ci s'opère suivant le référentiel (appelé aussi repère) formé par la direction de vol et sa perpendiculaire (fig. 05).

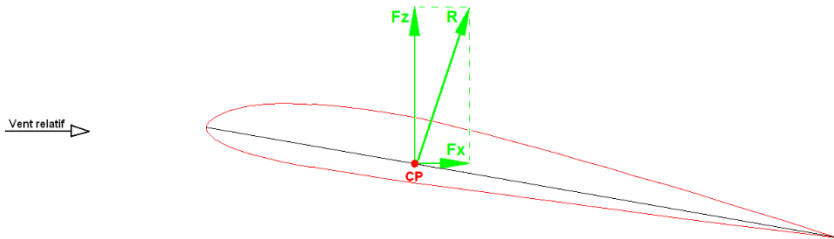


Fig. 05

Il en résulte les forces de traînée (F_x) et de portance (F_z), respectivement parallèle et perpendiculaire à la direction de vol. Leur point d'application est toujours le centre de poussée (CP), dont la position varie suivant l'incidence (elle peut même se trouver hors du profil, cf. formule en §2.13), ce qui rend cette notion très délicate à manipuler. A tel point d'ailleurs qu'elle a largement contribué à rendre la mécanique du vol quasi-incompréhensible au grand public, notamment sur le sujet de l'équilibre et de la stabilité longitudinale (centrage).

Cette difficulté se contourne grâce à une toute dernière décomposition (fig. 06), dont le principe découle de deux constatations fondamentales :

- Dans le cas particulier des profils symétriques, la position du CP est fixe et se trouve à précisément 25% de la corde. Ce point singulier, appelé foyer, est en fait commun à tous les profils. Son calcul est trop complexe pour être abordé ici, mais on peut constater que sa position est visuellement cohérente avec la répartition de pression autour du profil, sensiblement plus dense autour du bord d'attaque.
- Pour les autres profils, la distance entre le CP et le foyer est inversement proportionnelle à la portance.

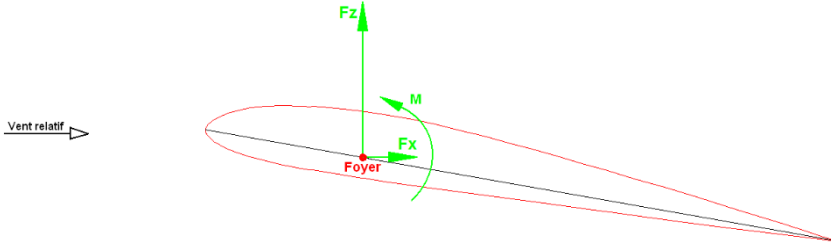


Fig. 06

En conséquence, si on considère la portance au foyer, il apparaît un effort de rotation en tangage (égal au produit de la portance par la distance entre le CP et le foyer) appelé moment, dont tout l'intérêt est d'être, pour une vitesse d'écoulement donnée, constant et donc indépendant de l'incidence (sous certaines réserves, cf. §4.3.6). Encore mieux, ce moment est décrit par un coefficient constant (cf. §2.3), quelle que soit la vitesse de l'écoulement, dont seules la valeur (nulle si le profil est symétrique) et le signe (négatif si le CP se situe derrière le foyer, positif dans le cas contraire) sont propres à chaque profil (principalement à sa cambrure, cf. §4.3.2). Mais le foyer se situe toujours à 25% de la corde, quel que soit le profil.

Certes, pourrait-on objecter, mais quid du moment quand la portance est nulle ? En fait, il est toujours identique et donc pas forcément nul... Pour comprendre ce paradoxe apparent, il suffit de décomposer l'intégration du champ de pression autour du profil entre l'extrados et l'intrados (fig. 07) :

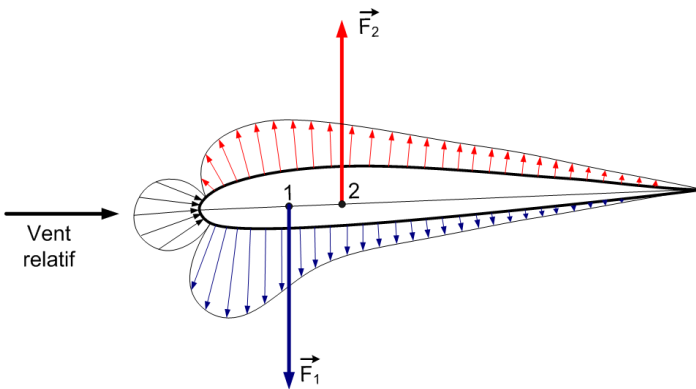


Fig. 07

On remarque alors que si les deux « demi-portances » peuvent s'annuler ($F_2 = -F_1$), alors la portance peut être nulle ($F_z = F_1 + F_2 = 0$) sans pour autant que le moment de ces forces autour du foyer soit nul. Dans ce cas particulier, le moment résultant est alors appelé couple (ou moment pur), car la résultante des forces de portance est nulle.

Pour résumer ces points fondamentaux, les effets de l'écoulement autour du profil et, par extension, de l'aile (ou d'une voilure quelconque) sont ainsi décrits d'une manière particulièrement simple et facile à utiliser :

- Un référentiel fixe : origine = foyer à 25% de la corde, axe X = direction de vol, axe Z = perpendiculaire à X.
- Une force de traînée, suivant l'axe X.
- Une force de portance, suivant l'axe Z, proportionnelle à l'incidence.
- Un moment indépendant de l'incidence et décrit par un coefficient constant.

NOTA

- Ce résultat particulièrement remarquable a été identifié par Max Munk, l'un des pères historiques de l'aérodynamique, et mis en équation dans sa théorie linéaire des profils minces. Théorie que nous allons manipuler presque sans le savoir tout au long de ce livre car elle reste tout à fait adaptée à décrire le fonctionnement de nos petits avions.
- Accessoirement, ces éléments permettent aussi de comprendre de facto le dimensionnement mécanique d'une aile en structure, notamment le positionnement du longeron au premier quart de la corde ainsi que le coffrage du premier quart, où se concentre la majorité du champ de pression. On pourra aussi s'interroger sur le respect du profil dans cette zone dans le cas d'une structure ouverte simplement entoilée. De là à penser que ce type de réalisation est aérodynamiquement peu pertinente, il y a un pas qu'il ne faut pas franchir trop vite, car il n'est pas certain que la modification du profil entoilé sous l'effet du champ de pression soit forcément négative. A creuser plutôt qu'enterrer trop vite...

2.3 Quantification de la portance

Le paragraphe précédent a été abordé en soulignant que tout dans un avion peut être porteur. En effet, une incidence d'aile importante (mesurée par rapport au vent relatif, autrement dit la direction de vol dans la masse d'air) que l'on aura dans les phases de basse vitesse, de virage serré ou de looping se traduira de facto par une forte incidence du fuselage et stabilisateur, qui seront du coup eux aussi porteurs (fig. 08).

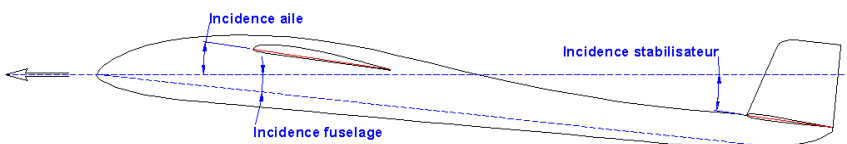


Fig. 08

De la même manière, dans les phases de faible portance de l'aile (fig. 09), le fuselage ou le stabilisateur seront faiblement porteurs, voire déporteurs suivant leur calage géométrique. L'effet de l'incidence explique aussi de manière très naturelle pourquoi un appareil peut voler à différentes vitesses : jusqu'à une certaine limite (décrochage) une incidence importante compense une vitesse de vol réduite pour tenir l'appareil en l'air, tandis qu'à haute vitesse l'incidence est faible.

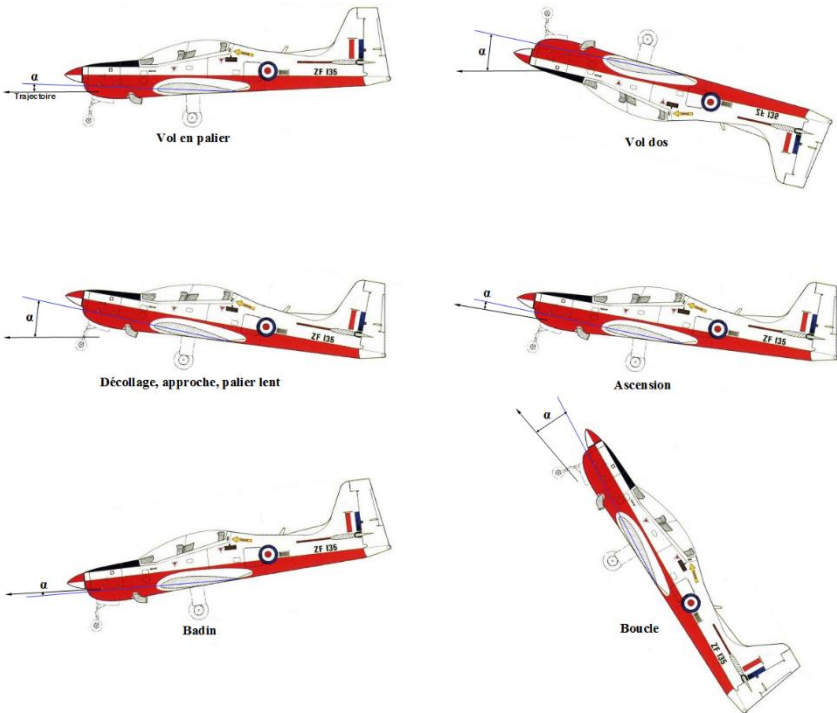


Fig. 09 : incidence d'aile, assiette et pente à différentes phases de vol

Si la portance est directement proportionnelle à l'incidence (α), cette dernière n'est pas particulièrement pratique à utiliser à cause de l'incidence de portance nulle de tout élément (noté α_0 ou Alpha0), particulièrement du profil d'aile (fig. 10).



Fig. 10

Pour ce dernier, cette incidence pour laquelle la portance est nulle va généralement d'environ -4° (profil « creux ») à $+1^\circ$ (profil « auto-stable ») en passant par 0° (profil « symétrique » ou « planche »), ce qui représente une valeur non négligeable car du même ordre de grandeur que les incidences couramment rencontrées au cours du vol (autour de $\pm 10^\circ$).

Caractériser la portance demande donc d'utiliser non pas l'incidence géométrique seule (α) mais l'incidence relative ($\alpha - \alpha_0$).

A cette incidence relative, nous allons préférer la notion de coefficient de portance (C_z) :

$$C_z = 2\pi \cdot (\alpha - \alpha_0)$$

Avec des angles en degrés au lieu de radians, cette relation devient :

$$C_z = 0,11 \cdot (\alpha - \alpha_0) \quad \text{ou} \quad C_z = (\alpha - \alpha_0) / 9,1$$

Cette relation est donnée par la théorie des profils minces et représente très bien la réalité quel que soit le profil dans la mesure où il fonctionne correctement (c'est à dire qu'il est non décroché et compatible avec les Reynolds auxquels il est soumis, cf. ci-après) et où ledit profil ressemble réellement à un profil, ce qui inclut bien entendu les profils « planche », et non à une « patate ».

Sous ces réserves, la théorie des profils minces révèle un fait particulièrement marquant : quel que soit le profil, la proportionnalité entre incidence et portance ($=dC_z/d\alpha$, c'est à dire la pente de la courbe $C_z(\alpha)$) est toujours la même : la courbe $C_z(\alpha)$ est en fait une droite, d'où la qualification « linéaire » de cette théorie.

L'utilisation du C_z , même si elle semble un peu moins intuitive que celle de l'incidence, offre un avantage déterminant : il permet un calcul immédiat de la force de portance, indépendamment du profil. Ce calcul se fait à partir de la pression dynamique (q) et de la surface (S) de l'élément porteur considéré, et permet d'enfin écrire l'équation archi-connue de la force de portance :

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

Le résultat s'exprime en N (newton, $10\text{N} \approx 1\text{kgf}$, pour faire simple). L'aile étant par nature le plan porteur de référence (celui qui fournit la majorité de la portance), S est généralement la surface alaire quand on parle de l'aéronef complet. Nous verrons plus loin (§ 4.8) comment prendre aussi en compte la portance du stabilisateur dans les équations du vol.

NOTA

- Cette relation met en évidence que la portance n'est pas intrinsèque au profil, ou par extension à l'aile, mais au contraire lui est imposée par les conditions de vol : vitesse et C_z (via l'incidence), le tout déterminé par le pilote via les commandes de profondeur et de gaz. Pour oser une analogie automobile : ce n'est pas le pneu (\Leftrightarrow profil ou aile) qui est à l'origine des efforts (\Leftrightarrow portance) lors d'un virage (\Leftrightarrow conditions de vol), il en est simplement le relais, via l'angle de braquage (\Leftrightarrow incidence) imposé par le volant (\Leftrightarrow commande de profondeur) dans la limite des capacités d'adhérence (\Leftrightarrow portance max admise par le profil avant de décrocher).
- Contrairement à la traînée, la portance n'est donc pas un paramètre sur lequel on peut jouer dans la conception d'un aéronef. Sauf indirectement, via la masse. Par exemple, en palier (= vol à altitude constante), la portance est exactement égale au poids (= $m \cdot g$, m étant la masse et g l'accélération de la pesanteur) de l'appareil : pour une vitesse de vol donnée, modifier la masse modifie donc dans la même proportion le coefficient de portance, alors que modifier le profil ne change strictement rien à ce niveau.
- A nos échelles, le C_z maximum supporté par un profil avant décrochage est d'environ 1 à 1.5 en vol normal et -0.5 à -1 en vol dos.

2.4 Quid du profil ?

Et le profil, ou plus exactement sa forme, dans tout cela ? Son rôle, secondaire donc par rapport à celui de l'incidence, consiste à faciliter l'écoulement de l'air... Rien de plus, même si c'est déjà important. La forme du profil a notamment une influence sur la traînée ainsi que sur l'incidence du décrochage (vers 10 à 15° en modèle réduit), incidence à laquelle les filets d'air n'arrivent plus à suivre l'extrados de l'aile : l'écoulement devient tourbillonnant et/ou décollé du profil et la portance s'écroule. Sous certaines conditions, l'écart d'incidence de décrochage entre un profil bien adapté et un autre pas du tout peut aller du simple au double. Ce phénomène est lié à la viscosité de l'air, qui tend à faire adhérer l'air à la peau du profil (effet Coanda). Il en résulte une zone de transition, appelée couche limite, entre l'air à sa vitesse « normale » de contournement du profil et l'air au plus proche du profil, à vitesse nulle. Cette couche limite, fine et régulière dans le cas d'un écoulement normal (laminaire ou semi-turbulent), peut devenir épaisse et tourbillonnaire (localement, l'écoulement peut même s'inverser) quand l'air n'arrive plus à suivre le contour du profil, qui du coup ne fonctionne plus correctement. La couche limite est alors décollée (fig. 11), ce qui se produit d'autant plus facilement que l'écoulement se fait à faible vitesse, que la corde de l'aile est petite ou que la courbure à suivre est prononcée. C'est là qu'entre en jeu le nombre de Reynolds.

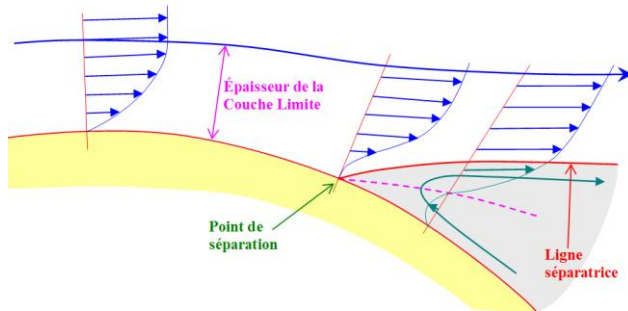


Fig. 11, évolution de la couche limite (copyright Wikipedia - Bernard de GoMars)

2.5 Le nombre de Reynolds

C'est l'une des bases fondamentales de l'aérodynamique, permettant d'apprécier l'écoulement de l'air en assimilant dans un seul nombre la corde du profil et la vitesse de vol. Concrètement, ce nombre indique qu'un profil de 100mm de corde évoluant à 50km/h se comportera exactement de la même manière (traînée, portance, etc....) que le même profil de 50mm de corde volant deux fois plus vite. Le nombre de Reynolds (Re) se calcule de la manière suivante :

$$Re = \frac{C.V}{\nu}$$

Avec : ν = viscosité cinématique du fluide (air : environ $1,47.10E-5$ m²/s à 15°C),
 C = corde (m) et V = vitesse du profil dans l'air (m/s)

Soit, en simplifiant : $Re \approx 68.C.V$ avec C en mm et V en m/s.

Les Re typiques en modèle réduit vont d'environ 15 000 (stabilisateur de micro-modèle) à 3 000 000 (aile de jet à turbine). Quel que soit l'avion, on notera aussi que plus on le ralentit, plus l'incidence doit augmenter (pour fournir la portance nécessaire) et moins bien le profil fonctionne (Re faible), ce qui conduit doublement vers le décrochage...

Le Re en-dessous duquel le profil ne fonctionne plus correctement est appelé Reynolds critique (cf. §4.3.6), et dépend principalement de l'épaisseur du profil et de la position de cette épaisseur. Plus ce dernier est épais et/ou plus l'épaisseur est reculée et plus le Re critique sera élevé, c'est d'ailleurs l'une des principales causes d'échec avec les appareils de très petites dimensions.

2.6 La traînée et le Cx

La traînée est la force de résistance à l'avancement de l'avion. Comme la portance résulte de l'avancement, auquel la traînée s'oppose donc, on comprend que le vrai garant d'un bon niveau de performance est une traînée réduite, et non une portance élevée comme on l'entend souvent. En somme, le moteur ou le courant ascendant fournit l'énergie, la traînée la dissipe... On aura donc tout intérêt à réduire au maximum la traînée, soit pour aller plus vite avec une puissance donnée, soit pour réduire le besoin en puissance pour la même vitesse de vol.

L'origine de la traînée est souvent attribuée au seul profil, mais les choses sont très loin d'être aussi simples. De manière générale, la traînée est générée par l'écoulement de l'air autour de l'avion, par frottement (adhérence de l'air sur les parois, typiquement une grande partie de la traînée de profil) et par décollement (tourbillons parasites autour du saumon, à l'origine de la traînée induite, ou en aval d'une forme trop abrupte : roue non carénée, arrière de fuselage « taillé à la serpe », commandes qui dépassent, etc.). On qualifie respectivement ces deux composantes de traînée visqueuse et de traînée de pression.

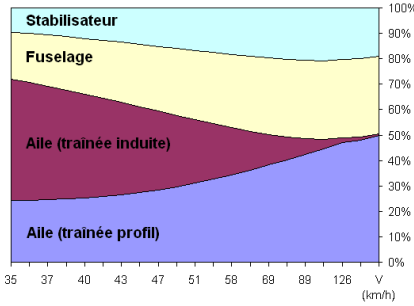
Comme la portance, la traînée se quantifie par rapport à un coefficient de traînée (Cx), avec une équation parfaitement similaire :

$$F_x = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_x$$

Le Cx global d'un appareil étant impossible à déterminer directement, la traînée globale se calcule en additionnant la traînée individuelle de chaque élément caractéristique : aile, stabilisateur, fuselage mais aussi d'autres éléments annexes comme par exemple un train d'atterrissage, des haubans, un réservoir externe ou tout simplement des commandes de gouverne protubérantes.

Pour ne pas simplifier les choses, chacun des Cx associés à ces éléments évolue de manière différente (fig. 12) suivant la phase de vol (incidence et vitesse) et la qualité aérodynamique dudit élément. Cela est représenté par une surface 3D dont l'équation est de la forme $C_x = f(\text{Re}, C_z)$, nous l'aborderons en détail en §4.8.

Contributeurs à la traînée (avion de transition)



Contributeurs à la traînée (planeur de perfo)

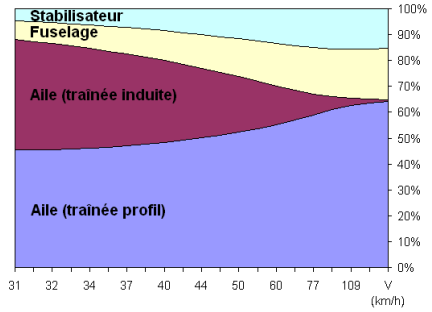


Fig. 12, répartition des principales traînées de deux modèles de surfaces équivalentes. Les écarts sont significatifs et montrent clairement qu'il n'y a vraiment pas que le profil sur lequel travailler pour chasser la traînée.

2.7 La traînée induite

On remarque dans la fig. 11 la notion de traînée induite, qui représente une partie non négligeable de la traînée totale et s'ajoute à la traînée de profil. Cette traînée, qui concerne autant l'aile que le stabilisateur, résulte d'un écoulement d'air autour du saumon de l'intrados (en surpression) vers l'extrados (en dépression), avec pour conséquence le fameux tourbillon marginal (fig. 13).

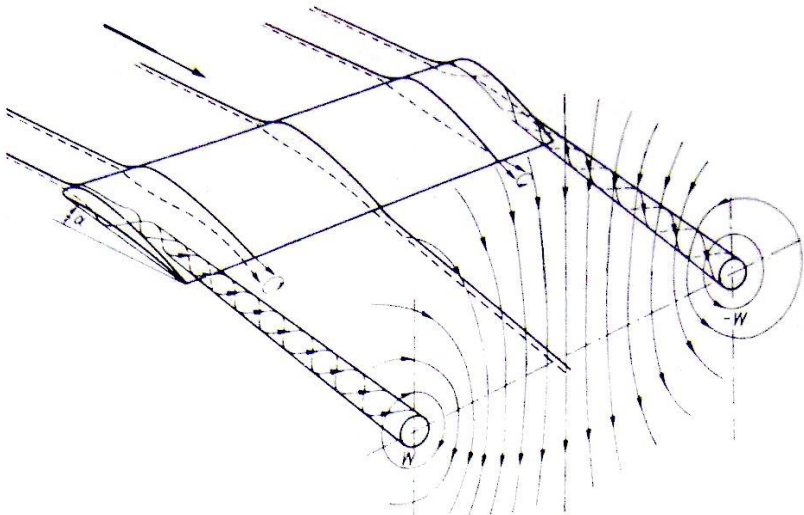


Fig. 13

De quasiment négligeable à faible portance, la traînée induite peut être à portance élevée du même ordre que la traînée du profil, voire plus dans le cas d'un allongement faible. Elle est proportionnelle à la portance (précisément à son carré, cf. §4.2.3) : plus la portance est importante et plus la différence de pression entre l'intrados et l'extrados est importante, et donc plus la circulation d'air au saumon se développe. Cet écoulement modifie l'incidence aérodynamique des cordes proches du saumon. On parle d'angle induit, qui dirige la portance locale légèrement vers l'arrière (alors que la portance est verticale). La projection de cette portance locale sur l'axe horizontal donne une force dirigée vers l'arrière, c'est la traînée induite. Par voie de conséquence, la portance utile (dirigée sur l'axe vertical) est réduite, nous en verrons plus loin le détail (cf. §2.14.1).

C'est l'occasion d'introduire la notion d'allongement, qui traduit l'importance de l'envergure devant les cordes (ou la surface, cela revient au même). Par exemple, une aile de grand allongement, typiquement utilisée en planeur, présente une envergure importante et des cordes proportionnellement faibles. Le rôle physique de l'allongement est très simple : plus il est grand et plus les effets de l'écoulement de l'intrados vers l'extrados au saumon sont faibles, car ils affectent proportionnellement une plus petite surface de l'aile. C'est un élément particulièrement important de la mécanique du vol car il conditionne au premier ordre le fonctionnement d'une voilure, bien plus que son profil.

L'allongement, λ (lettre grecque « lambda »), est défini par la formule suivante :

$$\lambda = \frac{E^2}{S}$$

Avec : E l'envergure et S la surface de la voilure

La traînée induite est aussi affectée par la forme de l'aile car cette dernière conditionne la répartition de portance (cf. §2.14.1 et § 5.6), donc in fine l'écoulement au saumon, l'idéal étant d'obtenir une répartition elliptique de la portance (cf. le Spitfire, mais aussi tous les planeurs modernes de perfo).

De même, le comportement du modèle est aussi influencé, via la répartition de C_z (qui diffère de celle de la portance à cause de la répartition des surfaces, mais la méthode de calcul est identique à la base). Une aile rectangulaire, typique des avions de début, sera moins performante qu'une aile elliptique mais aura un comportement plus prévenant au décrochage car celui-ci s'initiera à l'emplanture (C_z local le plus fort) puis évoluera « progressivement » vers le saumon (C_z local le plus faible). A contrario, l'angle induit de l'aile elliptique, donc le C_z local, étant constant sur toute l'envergure, son décrochage sera uniforme et donc potentiellement « sec » (cf. § 5.6).

2.8 Traînée annexes

Pour le fuselage, la traînée se décompose en une traînée de surface mouillée (traînée visqueuse) et de traînée de contournement (traînée de pression quand il est soumis à une incidence). Leur détermination est complexe et nécessite de faire appel à un code de calcul CFD 3D (Computational Fluid Dynamics) ou à défaut des équations analytiques approchantes prenant en compte les principales dimensions (cf. §4.8.3).

Vient ensuite la traînée des accessoires (train d'atterrissage, haubans, commandes, etc.), qui peut représenter une part très importante de la traînée totale d'un avion. Ce type de traînée, dite de culot car liée à la dépression s'établissant dans le sillage turbulent d'un obstacle, est avant tout une question de surface frontale. D'où par exemple l'utilisation de petites roues étroites sur les racers FAI 40 ou de commandes totalement intégrées dans les ailes sur les planeurs de compétition.

Caréner ces accessoires offre un gain généralement assez modéré (fig. 14) sauf à utiliser un carénage particulièrement effilé en pointe vers le bord de fuite, comme un profil d'aile. Auquel cas, l'écoulement devient bien plus laminaire et la traînée est alors plutôt du type visqueuse.

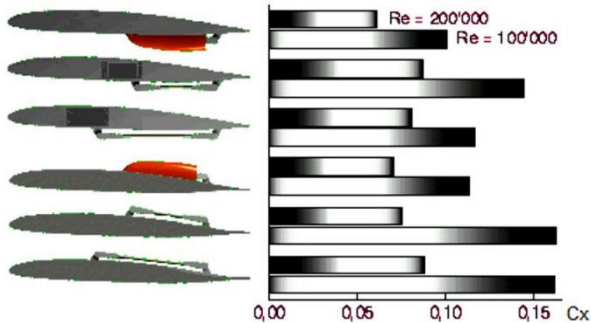


Fig. 14, étude de Martin Hepperle

Pour être exhaustif, il faut aussi rajouter une composante dite traînée d'interaction, qui caractérise la traînée des zones de jonction entre les différents éléments qui composent l'avion (karman d'aile par exemple). Cette traînée est variable suivant la qualité de la conception et la phase de vol, mais on peut considérer qu'elle représente en moyenne 10% de la traînée totale de l'aéronef.

2.9 Un moment, SVP !

Le moment [de tangage] ou "effort de rotation en tangage" concerne principalement le profil, mais aussi les divers éléments de l'avion. Il se décompose en deux variantes.

En premier lieu on trouve le moment de profil, appelé aussi couple, qui découle de la transposition de la force de portance au foyer. Ce moment est directement tributaire de la forme du profil (particulièrement sa cambrure), tant en intensité qu'en sens. Typiquement, un profil d'avion classique présentera un moment négatif (effort donnant une tendance à piquer), tandis qu'un profil d'aile volante, dit improprement auto-stable (cf. 2.12), présentera un moment positif (à cabrer). Un profil symétrique ou un profil planche, généralement utilisés sur un stabilisateur, présentent quant à eux un moment nul.

Le moment de profil est régi par le même type d'équation que la traînée et la portance, à partir du coefficient de moment (C_m) et de la corde du profil (C) :

$$M_{profil} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C \cdot C_{m_p}$$

Comme déjà évoqué ci-avant, ce moment est normalement (la signification de cette réserve est détaillée en 4.3.5) indépendant de l'incidence. Il est caractérisé par le coefficient de moment, noté C_m (ou C_{m_p} , pour le distinguer du moment global de l'avion), ou dans certaines publications $C_{m0.25}$ pour rappeler son origine (transposition de la portance au foyer à 25% de la corde). On trouve aussi l'appellation C_{m0} , qui est la valeur de C_m en tout point de la corde pour $C_z=0$. Cette valeur est, dans le cas général, une constante, indépendante de l'incidence et de la vitesse, et c'est elle que nous utiliserons par la suite.

Ensuite on trouve le moment généré par la force de portance, qui est le produit de cette force par son bras de levier (distance entre le foyer et le point considéré, typiquement le centre de gravité). Ce moment est donc proportionnel à l'incidence, et s'écrit (BL = bras de levier, positif quand le foyer se situe en aval du point considéré) :

$$M_{portance} = -F_z \cdot BL$$

Au niveau de l'aéronef complet, son moment global est la somme des moments de profil et des moments de portance (attention aux signes, cf. §2.12) de chaque élément (aile, stabilisateur, fuselage) autour du centre de gravité. Le vol rectiligne stabilisé est donc obtenu par l'équilibre de ces moments, c'est à dire un moment global nul, soit :

$$M_{avion} = \sum M_{profil} + \sum M_{portance} = 0$$

La stabilité de l'avion se caractérisant par le fait de s'opposer à un changement d'incidence, c'est-à-dire que son moment varie en sens inverse de l'incidence, est donc décrite par l'équation suivante (note pour les moins matheux : elle indique simplement que la pente de la courbe du moment avion [en fonction de l'incidence] est négative, c.à.d. que cette courbe est décroissante) :

$$\frac{dM_{\text{avion}}}{d\alpha} < 0$$

2.10 Enfin il est question de CG... et de girouette

Nous sommes maintenant en mesure d'aborder l'un des paramètres les plus importants de la qualité du vol, le centre de gravité (CG), dont le réglage (appelé « centrage ») détermine la stabilité en tangage (= capacité à conserver naturellement une trajectoire définie).

Rappelons tout d'abord que « centrer un avion » (ou « régler le centrage ») consiste à positionner son centre des masses, par ex. en déplaçant un accu ou en ajoutant du plomb dans le nez ou la queue, jusqu'à un point permettant un vol sécurisant. Ce qui n'a rien d'anecdotique, l'expérience montrant par exemple qu'un avion centré trop arrière a une espérance de vie plutôt réduite.

Comme la portance, cette problématique est plutôt mal comprise, surtout en France où de nombreuses publications ont entretenu un certain flou. Qui n'a jamais lu qu'il fallait centrer tel profil à 29% de la corde, tel autre à 37%, etc. ? Quand ce n'est pas tout simplement la sacro-sainte règle du tiers de la corde (laquelle, au fait ?) qui est rappelée comme une vérité absolue.

Pour sortir de ce débat passionné et aller vers une construction plus raisonnée, rien ne vaut un peu d'observation. Reprenons les exemples de l'indoor dépourvu de « vrai » profil et de l'avion de transition en vol dos : dans le premier cas, difficile de relier le centrage à un quelconque profil, tandis que, dans le second cas, il faudrait changer le centrage une fois en vol dos, puisque le profil est -radicalement- inversé ! Dans cette configuration, le profil inversé est même fortement auto-stable. De même, quid de la modification de profil substantielle qu'opère le braquage d'un volet de courbure ? Prenons aussi un canard ou un Pou du Ciel, dont nous remarquerons que leur CG n'est pas du tout à la place « habituelle » et se situe respectivement vers le bord d'attaque ou le bord de fuite, alors que son aile et son profil peuvent être strictement identiques à ceux d'avions conventionnels. Pour finir, abordons le centrage des ailes volantes, dont tout le monde sait qu'il se situe autour de 20% (cette fois-ci en éludant complètement la question du profil), et n'oublions pas certains modèles que les réglages en vol (les seuls qui aient du sens !) conduisent à un centrage à 55%...

Ces quelques exemples semblent donc infirmer toute relation entre centrage et profil et orientent plutôt vers un lien avec la formule aérodynamique (canard, Pou, aile volante, etc.). Or, des publications très sérieuses, comme par ex. l'excellent « L'aérodynamique à la portée de tous » de Marcel Chabonat, s'appuient uniquement sur le profil pour déterminer le centrage. Seulement, quand on lit attentivement la méthode utilisée, dédiée à un cadre très typé qu'est le vol libre, il s'avère que le centrage est fixé a priori pour un critère précis (stab neutre, pour minimiser sa traînée, à finesse max), ce qui –à ce stade- ne fait effectivement intervenir que le profil d'aile.

Oui, mais alors ? La réponse n'est pourtant pas bien loin : si on poursuit la lecture de ces ouvrages, on découvre ensuite qu'ils détaillent comment vérifier que l'aéronef ainsi conçu est suffisamment stable, par le même calcul des variations de moments abordé ci-avant. Et ce calcul ne se limite pas du tout à l'aile, mais fait intervenir le stabilisateur (en particulier sa surface et son bras de levier avec l'aile) qui sert, pour obtenir une stabilité suffisante, de variable d'ajustement (ce qui, soit dit en passant, joue fortement sur sa traînée, donc peut aller à l'encontre du critère de traînée minimale servant de base à cette méthode, à laquelle nous préférons ci-après une approche plus découplée). Autrement dit, quand il s'agit de stabilité (comme en fait de tous ses paramètres en général...), un aéronef ne se réduit absolument pas à son aile ou son profil.

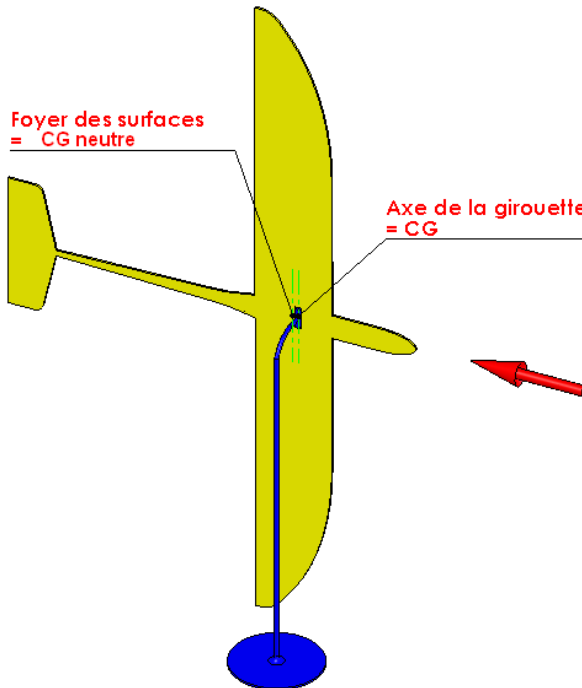


Fig. 15, girouette plane représentative de la stabilité en tangage

Il faut donc chercher la compréhension du centrage dans une vision plus globale de l'avion, et cela passe par le rappel d'une définition fondamentale de la mécanique des solides : l'avion, quels que soient sa formule, son ou ses profils, etc., se définit comme étant un solide pseudo-isolé en mouvement dans l'air, son centre de rotation instantané étant alors son centre de gravité. Ce que l'on peut traduire en des termes très simples : l'avion est une girouette pivotant autour de son centre de gravité (fig. 15).

Or, tout le monde ou presque l'aura expérimenté, le positionnement de l'axe d'une girouette conditionne sa stabilité face au vent. Placé très avant, la girouette suit particulièrement bien le vent (elle est très stable), le moindre écart angulaire engendrant un effort de rappel (moment autour de l'articulation) d'autant plus important que l'angle est important, tandis que placé trop arrière, la girouette bat dans le vent voire s'inverse brutalement, l'effort de rappel étant dans le même sens que la perturbation et l'aggravant (elle est instable). Entre ces deux extrêmes, il existe un point, appelé le foyer, pour lequel la girouette n'a pas de position préférentielle par rapport au vent (elle est neutre).

En d'autres termes, la girouette dont l'articulation (= CG) est positionnée sur le foyer n'exerce pas de moment de rappel quand on change son incidence par rapport au vent ($dC_m/d\alpha = 0$, cf. §2.9). Pour assurer un comportement stable, il suffit donc de positionner le centre de gravité devant le foyer, qui par nature, correspond donc au centrage neutre (utilisé par exemple sur les machines de perfo ou de voltige).

Le foyer et, par voie de conséquence, le centrage relèvent donc d'une simple question de répartition des surfaces (fig. 16). Plus il y a de surface à l'arrière de l'aile, ou plus cette surface est éloignée derrière l'aile, plus le foyer se situera en arrière des valeurs habituelles, et inversement. D'où, par exemple, les centrages si particuliers d'un oldtimer (stab de grande surface et avec un grand bras de levier par rapport à l'aile) ou d'un canard (stab et fuselage devant l'aile).

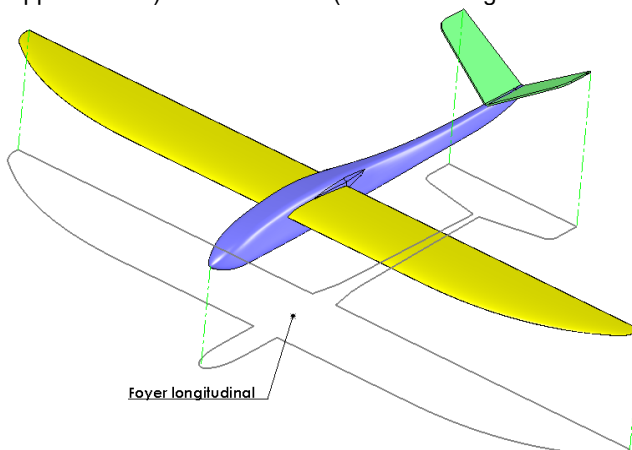


Fig. 16, projection des surfaces actives longitudinalement

La notion de foyer est applicable aussi bien à un aéronef complet qu'à une voilure ou un profil. Le principe est exactement le même dans tous les cas, c'est le point géométrique où l'élément considéré se comporte comme une girouette neutre. L'aéronef étant un assemblage de différents éléments porteurs (ailes, stabilisateur, fuselage), son foyer peut donc être déterminé en caractérisant séparément les foyers de ces éléments. Or, nous avons vu précédemment que le foyer d'un profil seul ne dépend pas de sa forme, mais uniquement de sa corde, la théorie des profils minces montrant qu'il est situé à 25% de cette corde (cf. §2.2). Le foyer d'un profil étant une notion purement géométrique, il en va donc de même pour le foyer des éléments composant l'avion. Celui-ci se situe à 25% de la corde moyenne (corde virtuelle représentative du fonctionnement aérodynamique, nous verrons plus loin comment la calculer, cf. §4.2.1) de n'importe quel élément porteur. Le foyer global de l'avion est donc, par extension, un point fixe qui ne dépend que de la géométrie de l'avion, et pas du ou de ses profil(s), quels qu'ils soient, comme nous l'avions déjà constaté ci-avant.

NOTA

- Le calcul du foyer de l'avion, donc du CG, est ramené à la corde moyenne de l'aile (élément porteur de référence) d'où, peut-être, l'établissement dans l'inconscient collectif d'une relation [infondée] entre centrage et profil d'aile.
- La notion de foyer concerne aussi l'axe de lacet. Dans le cas général, les surfaces latérales étant plus concentrées vers l'arrière (dérive) que les surfaces longitudinales, le foyer latéral est donc naturellement derrière le foyer longitudinal, d'où le fait qu'on s'en préoccupe assez peu.

2.11 Approivoiser la notion de foyer

La notion de foyer à la base de la problématique de la stabilité peut être illustrée de manière minimaliste par une plaque plane rectangulaire ($C_{m0} = 0$) mise en incidence dans le vent relatif (fig. 17), son pivot matérialisant le CG et F étant le foyer du profil à 25% de sa corde.

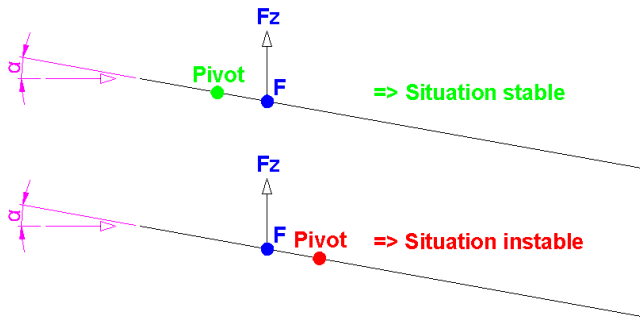


Fig. 17, plaque incidente dans l'écoulement (vue de côté)

Si le pivot est placé devant le foyer (à 25% de la corde), la force de portance (F_z) générée par l'incidence a tendance à contrer cette dernière : le système est stable. Par contre, si le pivot est placé derrière le foyer, la force de portance « embarque » le profil : le système est instable. Et si le pivot est placé sur le foyer, l'aile n'a pas d'incidence préférentielle : le système est neutre, ce qui prouve bien que la force de portance s'applique au foyer.

Cet exemple de la plaque plane peut être mis en œuvre dans une petite expérience très facile à reproduire (fig. 18) :

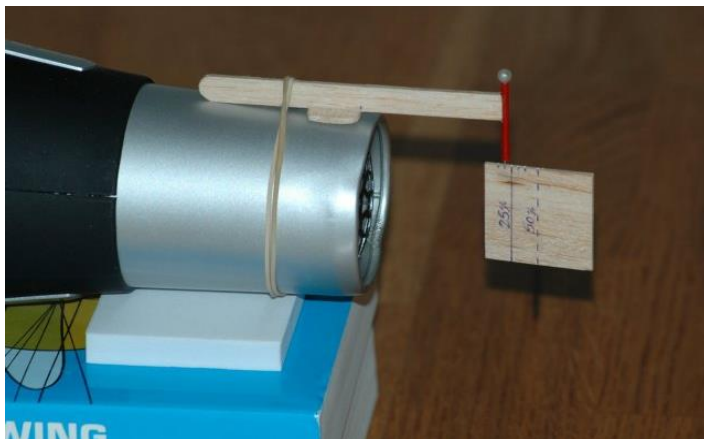


Fig. 18, mise en évidence du foyer

Prenez un carré de balsa léger d'environ 32 x 32 mm (pour avoir des cotes rondes) et 2 mm d'épaisseur, puis plantez-y une épingle tournant dans un bout de gaine plastique elle-même collée sur un support. Commencez à 4 mm de l'un des bords qu'on appellera le bord d'attaque, puis reculez tous les 2 mm. A chaque fois, mettez cette aile improvisée dans le vent d'un sèche-cheveux et observez ce qu'il se passe en la déstabilisant à l'aide d'une petite tige (plus pratique et beaucoup moins intrusif qu'avec les mains).

Effet garanti : avec un peu de soin, vous pourrez constater que le fonctionnement change radicalement de part et d'autre de la position à 25% de la corde (8 mm du BA). Devant cette position, la girouette s'aligne parfaitement dans le souffle du sèche-cheveux et revient à cet alignement après avoir modifié son incidence grâce à la tige. Derrière cette position, la girouette ne s'aligne plus avec le vent et peut même se mettre à osciller voire à tourner sur elle-même si on recule encore plus l'articulation. Nous avons donc identifié le foyer de cette aile improvisée, ainsi que celui du profil puisque la corde est constante.

Dans le domaine d'instabilité et tant que l'articulation n'est pas trop éloignée du foyer, un autre phénomène est aussi facilement détectable : le décrochage. En effet, la girouette n'est réellement instable que sur une plage d'environ +/-10° autour de l'incidence nulle et se stabilise dès lors que l'une de ces deux

incidences est atteinte. En effet, sur le profil décroché, la forte dépression du premier quart de l'extrados s'effondre, ce qui engendre un moment s'opposant à l'augmentation d'incidence.

Autre point plutôt instructif : malgré le nombre de Reynolds particulièrement faible rencontré ici (environ 7m/s et 32mm de corde => $Re \approx 15\,000$), le profil rustique utilisé fonctionne plutôt correctement, nous verrons pourquoi en §4.4.8.

2.12 Stabilité et équilibre, deux notions différentes

Le problème peut être complexifié (fig. 19) en dotant la plaque plane d'un profil cambré à moment non nul, ce qui revient à étudier une aile volante droite.

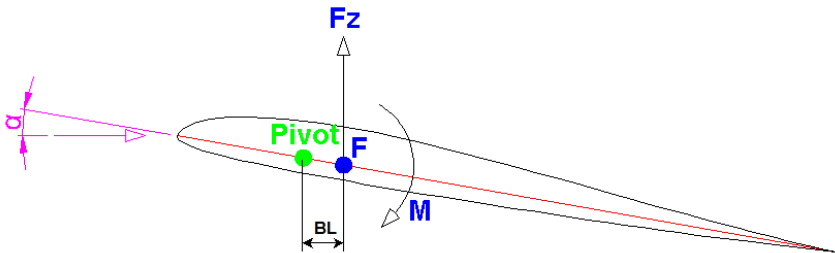


Fig. 19

L'observation montre que, par rapport à la plaque plane, le fonctionnement reste inchangé du point de vue stabilité, la portance s'appliquant toujours à 25% de la corde. Seule change l'incidence à laquelle le profil se positionne naturellement (c'est à dire en l'absence de sollicitation du pilote ou de perturbation extérieure) : de nulle pour un profil sans cambrure, elle prend une certaine valeur qui dépend de la forme du profil. Cette incidence est celle pour laquelle le moment de portance équilibre le moment du profil, et se calcule en écrivant l'équilibre des moments autour de l'axe de pivot.

Suivant la relation vue en §2.9, l'équilibre autour du CG (avec BL = bras de levier entre le foyer F et l'axe de pivot, p le profil) s'écrit :

$$M_{avion} = M_p - F_z \cdot BL = 0$$

Soit, en développant (avec C = corde et Cm = moment global de l'avion) :

$$\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot C \cdot C_m \cdot V^2 = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot C \cdot C_{m_p} \cdot V^2 - \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot 0,11 \cdot (\alpha - \alpha_0) \cdot V^2 \cdot BL = 0$$

D'où, en simplifiant par $1/2\rho V^2$:

$$C.Cm = C.Cm_p - 0,11.(\alpha - \alpha_0).BL = 0$$

Soit l'équation d'équilibre suivante :

$$\alpha = 9,1. \frac{C}{BL}. Cm_p + \alpha_0 \quad (\text{ou : } Cz = \frac{C.Cm_p}{BL})$$

Et sa dérivée, décrivant la stabilité :

$$\frac{dCm}{d\alpha} = -0,11. \frac{BL}{C} \quad (\text{ou : } \frac{dCm}{dCz} = -\frac{BL}{C})$$

Ces équations caractéristiques de l'équilibre et de la stabilité longitudinale d'une aile volante sont riches d'enseignements :

- Pour que le vol soit stable, il faut que le moment de portance augmente inversement avec l'incidence ($dCm/d\alpha$ ou $dCm/dCz < 0$), de manière à s'opposer à la variation d'incidence. Or, la seule condition nécessaire et suffisante pour satisfaire cette condition est que BL soit positif. Nous le verrons plus tard, le terme BL/C est en fait la marge statique de l'aéronef, c'est à dire son taux de stabilité. S'il fallait encore le confirmer, le profil n'a donc pas d'influence sur la stabilité du vol.
- En notant que, dans l'équation de stabilité, le terme 0.11 est en fait $dCz/d\alpha$, le principe de stabilité devient évident : quand l'incidence augmente, Cz augmente, générant (si $BL > 0$) un moment de rappel s'opposant à la variation d'incidence, moment identique donc quel que soit le profil.
- Par contre, le profil a une influence prépondérante sur l'incidence d'équilibre : le Cz de vol (= $0,11(\alpha - \alpha_0)$) ne peut être positif que si Cm est positif, ce qui est donc la caractéristique clé d'un profil d'aile volante. L'appellation « auto-stable » d'un tel profil est par conséquent impropre à cause du flou qu'elle entretient sur la notion de stabilité, parler de profil « auto-équilibré » serait nettement plus approprié.
- Si on introduit le fait que Cm_p est fortement modifié par le braquage de la gouverne de bord de fuite (aileron), alors le pilotage d'une aile volante devient évident à comprendre, puisque que l'équation d'équilibre montre que l'incidence α du profil est linéairement fonction de Cm_p , lui-même asservi à la commande (ou au trim) de profondeur ou d'aileron.

NOTA

Attention donc de ne pas confondre stabilité et équilibre : la stabilité est la capacité à revenir naturellement à une situation d'équilibre, où toutes les forces ou moments s'annulent mutuellement. Pour voler, un avion doit donc être à la fois stable et équilibré, ce qui concrètement se traduit par « bien centré » et « bien calé », cette dernière notion faisant appel au réglage du trim de profondeur et/ou à l'incidence du stabilisateur par rapport à l'aile.

2.13 Foyer de l'aéronef complet

Ayant assimilé le principe du foyer, puis l'ayant détaillé sur une aile volante droite, nous pouvons commencer à l'apprivoiser un peu mieux sur un appareil à empennage. Pour rappel, c'est le point autour duquel une variation d'incidence (ou de portance) n'engendre pas de variation de moment global ($dC_m/d\alpha = 0$).

Le foyer du modèle se détermine donc en étudiant, sur l'appareil complet, la variation de l'équilibre des moments autour du centre de gravité lors d'une perturbation en tangage (ici à cabré, mais cela fonctionne strictement de la même manière à piquer... c'est le fameux test du piqué, justement).

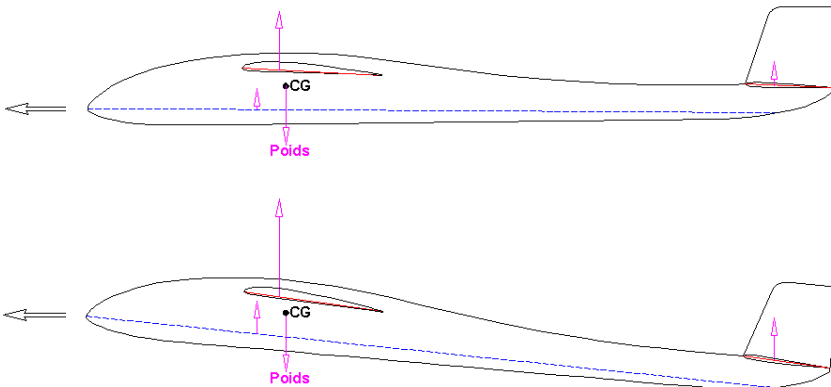


Fig. 20, évolution des différentes forces de portances lors d'un incrément d'incidence à cabrer depuis une situation d'équilibre

Les portances de l'aile, du stabilisateur et du fuselage augmentent proportionnellement à l'incidence, chacune d'une manière différente en fonction de l'efficacité respective de l'élément considéré (notion détaillée ci-après). Les moments qui en résultent étant les produits des portances par les distances entre leurs points d'applications respectifs (foyers) et le centre de gravité, le résultat d'une variation d'incidence peut être, qualitativement, déterminé par simple logique :

- De manière élémentaire : tous les foyers situés devant le CG donnent un moment déstabilisateur qui tend à amplifier la variation d'incidence, alors que les foyers derrière le CG donnent un moment stabilisateur s'y oppose. Dans l'exemple présent, le fuselage et l'aile sont donc déstabilisateurs, tandis que le stabilisateur porte bien son nom.
- Si le CG est positionné vers l'avant de cet appareil, par exemple au droit du foyer de l'aile : le bras de levier du foyer d'aile est nul, celui du foyer de fuselage est très faible, tandis que celui du stabilisateur est important. Le moment global suite à l'augmentation d'incidence est alors piqueur et s'oppose à la variation d'incidence. L'appareil a donc tendance à revenir à sa trajectoire initiale, il est stable.

- Si le CG est positionné vers l'arrière de cet appareil, par exemple au droit du bord de fuite de l'aile : les bras de levier des foyers d'aile et de fuselage sont importants tandis que celui du foyer de stabilisateur est réduit. Le moment global, suite à l'augmentation d'incidence, est cabreur et amplifie la variation d'incidence, l'appareil est instable.
- Entre ces deux positions donnant des comportements opposés en termes de stabilité, il existe donc fatalement une position donnant un comportement neutre, c'est à dire sans variation de moment global après la variation d'incidence : c'est le foyer de l'appareil.

Le moment du profil d'aile, donné par son coefficient de moment Cm_0 , n'est pas représenté. Comme vu ci-avant, s'agissant d'une constante quand le profil fonctionne correctement, il ne varie pas avec l'incidence et ne participe donc pas au moment de rappel. En vol équilibré, le moment de profil est tout simplement compensé de manière statique par une correction de portance (donc d'incidence) du stabilisateur (nous verrons cela au chapitre réglages).

Ceci confirme bien que le profil n'intervient pas dans la problématique du centrage, résultat qui n'aurait absolument pas été trivial à comprendre en ayant recours à la notion du centre de poussée au lieu de celle du foyer, alors qu'il s'agit pourtant de deux modélisations strictement équivalentes.

Abordée de manière formelle, cette problématique est paradoxalement plus simple à appréhender, cette fois quelle que soit la notion manipulée, foyer ou centre de poussée (qui ne fait que rajouter une étape au raisonnement). En voici la démonstration simplifiée du foyer aile + stab (le fuselage sera abordé ultérieurement) en utilisant le centre de poussée (CP).

Pour cela, écrivons l'équation de l'équilibre des moments autour du CG :

$$M_{aile} + M_{stab} = 0$$

Soit, en développant :

$$\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S_a \cdot C_{z_a} \cdot (x_{CP_a} - x_{CG}) \cdot C_a + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S_s \cdot C_{z_s} \cdot BL_s = 0$$

Avec :

BLs le bras de levier longitudinal du stab.

Ca la corde de l'aile (rectangulaire pour cet exemple simplifié).

XCP et xCG les positions du CP et du CG, en % de la corde.

Comme la position du centre de poussée sur la corde moyenne de l'aile est :

$$x_{CP_a} = 25\% - \frac{Cm_0}{C_{z_a}}$$

On obtient l'équation définissant l'équilibre au tour du CG, en simplifiant par $1/2\rho V^2$:

$$S_a \cdot C_{z_a} \cdot (25\% - x_{CG}) \cdot C_a - S_a \cdot C_{m0} \cdot C_a + S_s \cdot C_{z_s} \cdot BL_s = 0$$

Cette expression aurait été trouvée plus directement en passant par les notions de portance au foyer et moment de profil. On peut remarquer qu'elle permet de déterminer le Cz de stab, donc le calage de ce dernier (moyennant la connaissance de l'angle de déflexion de sillage, cf. §2.14.3) pour réaliser l'équilibre au Cz d'aile considéré. On constate au passage que le calage du stab dépend du Cm0 du profil d'aile et du centrage.

Remplaçons le CG par le foyer et dérivons l'équation de l'équilibre par rapport à l'incidence, de manière à décrire la condition de neutralité :

$$(25\% - xF) \cdot S_a \cdot C_a \cdot dC_{z_a} / d\alpha + S_s \cdot BL_s \cdot dC_{z_s} / d\alpha = 0$$

On en déduit alors la position du foyer de l'ensemble aile + stabilisateur, en % de la corde moyenne de l'aile :

$$xF = 25\% + \frac{S_s \cdot BL_s}{S_a \cdot C_a} \cdot \frac{dC_{z_s}}{dC_{z_a}}$$

Cette expression comporte trois termes distincts :

- La position du foyer de l'aile : 25%.
- Le volume de stab (cf. § 4.4.3), négatif dans le cas d'un canard.
- L'efficacité de portance du stab relativement à celle de l'aile (voir ci-après).

Utiliser la notion de centre de poussée ne change donc rien au fait que la position du CG est purement géométrique et ne dépend pas du profil de l'aile. Par honnêteté intellectuelle, il faut souligner que le terme BLs n'est pas exactement le même suivant que l'on considère le foyer ou le CG, ceci sera abordé en détail ultérieurement.

NOTA

- Le formalisme développé en §2.12 pour l'aile volante s'applique stricto sensu à l'avion complet et à son foyer. Nous retrouvons alors une portance globale (composée principalement des portances des ailes et du stabilisateur) appliquée au foyer global et un moment global (composé des moments d'aile et de fuselage, plus le moment de portance du stabilisateur). L'avantage de ce formalisme, que l'on retrouve dans nombre de manuels de mécanique du vol, est d'expliquer la stabilité et l'équilibre de manière très intuitive, tout en étant transposable à n'importe quel aéronef sans se préoccuper de sa configuration aérodynamique. L'inconvénient, et c'est pour cette raison qu'il

n'a pas été abordé ci-avant, est que son utilisation nécessite d'avoir parfaitement compris la distinction entre foyer aile et foyer avion. De plus, il englobe au sein d'une seule force et d'un seul moment les fonctionnements de l'aile, du stabilisateur et du fuselage, fonctionnements qu'il est judicieux d'étudier individuellement tant du point de vue compréhension des phénomènes aérodynamiques en jeu que du point de vue de leur modélisation.

- On déduira de l'équilibre des moments longitudinaux que la fonction profondeur pilote l'incidence de l'appareil en tangage par son C_m global à partir d'une valeur nulle en palier (équilibre : $\Sigma C_m = 0$). Si le modèle est ralenti en tirant sur la profondeur, il suffit de relâcher ce manche pour que le modèle reprenne une certaine vitesse de vol (phénomène plus facilement identifiable en planeur), qui est donc sa vitesse d'équilibre (dite aussi "vitesse naturelle de vol"), correspondant à l'incidence d'équilibre. Cela est vrai aussi, évidemment, dans l'autre sens, c'est le fameux test du piqué que nous détaillerons plus loin.
- Comme expliqué en premier point de ce nota, ce principe s'applique au cas particulier d'une aile volante : le manche et le trim de profondeur agissent sur le moment du profil qui, à l'équilibre, compense exactement le moment de la force de portance autour du CG.
- De même, il devient facile de comprendre le lien entre centrage et calages : modifier le centrage change les bras de levier des éléments porteurs (aile, stabilisateur, fuselage) par rapport au CG, nécessitant donc d'ajuster la portance de l'un de ces éléments pour équilibrer les moments. Là aussi, c'est la gouverne de contrôle de l'axe de tangage qui assure ce rôle : avancer le centrage nécessite alors une correction à cabrer, tandis que reculer le centrage nécessite une correction à piquer. Contrairement aux apparences, mettre plus de plomb à l'avant d'un modèle ne nécessite donc pas une correction à cabrer parce qu'il faut compenser cette masse supplémentaire, mais parce que le déplacement du CG a modifié les bras de levier des différents éléments porteurs. La différence est subtile puisque le résultat est le même, mais la logique est radicalement différente.
- La sensation de lourdeur à la profondeur ressentie à cause d'un centrage excessivement avant s'explique tout naturellement : un tel CG donne une stabilité élevée, qui s'oppose fortement à tout changement d'incidence autour de la position d'équilibre, ordre du pilote inclus.
- Dans le cas d'un canard (voir photo ci-après), le stabilisateur porte bien mal son nom, puisque, étant placé devant l'aile, il est déstabilisateur. Il en va de même pour le fuselage, d'où le CG en position très avant sur ce type d'appareil, souvent devant le bord d'attaque de la corde moyenne de l'aile.
- Si le CG est verticalement loin de l'aile, le point d'application de la portance de l'aile se déplace horizontalement par rapport au CG lors d'une variation d'incidence, ce qui participe mécaniquement à la stabilité. Cet effet, y compris dans le cas d'aile parasol sauf cas extrême, est en règle générale négligeable.



La position du CG de ces deux modèles (photos Patrice Pons et Christophe Rocourt) est radicalement différente, alors que les ailes et le profil sont relativement similaires. De quoi amorcer une réflexion sur le principe de positionnement du CG ?

2.14 Efficacité de portance

Abordons maintenant la notion d'efficacité de portance d'une voilure, qui quantifie le rapport entre le coefficient de portance de la voilure et celui du profil.

Une voilure est donc considérée d'autant moins efficace qu'elle nécessite, à iso-surface, une incidence importante pour fournir une portance donnée. Cette efficacité dépend principalement de l'allongement mais aussi, dans de cas du stabilisateur, de la déflexion de sillage de l'aile, et ne peut être par nature supérieure à celle du profil seul (aussi qualifié de « aile à allongement infini »).

2.14.1 Effet de l'allongement

L'écoulement de l'intrados vers l'extrados qui se produit au saumon réduit de facto la portance en bout de voilure (aile ou stabilisateur, c'est exactement la même chose). Dans le cas d'une aile de faible allongement, c'est même l'intégralité de la portance le long de l'aile qui est affectée (fig. 21), avec une rupture très nette au niveau du fuselage (qui est donc considéré séparément des voilures et cloisonne ces dernières). Nous le verrons cela en détail plus loin (§ 4.2.3 et §5.6).

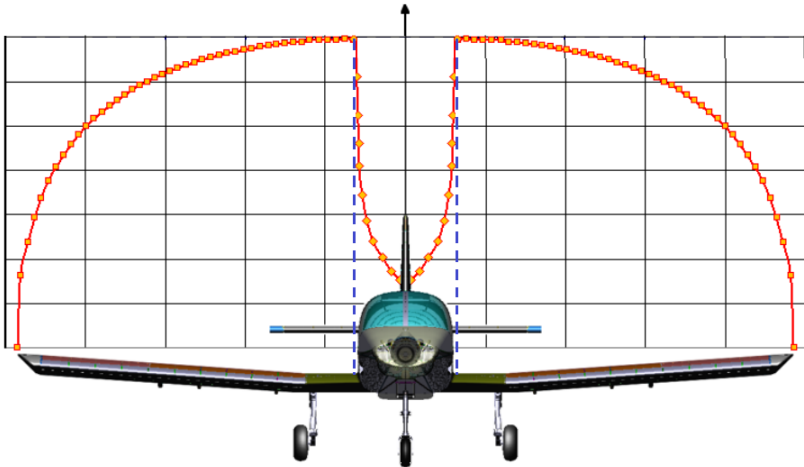


Fig. 21, répartition de portance le long d'une aile (illustration de Ivan A. Kostic).

En conséquence, pour une incidence donnée, le coefficient moyen de portance de la voilure (notée C_z) sera toujours plus faible que celui du profil seul (noté C_{zp} par commodité) et ce d'autant plus que l'allongement est faible.

Cela est décrit par la corrélation de Prandtl, valable pour une répartition de portance proche de l'elliptique et pour un allongement pas trop faible :

$$C_z = \frac{\lambda}{2 + \lambda} \cdot C_{z_p}$$

Pour la suite, nous noterons A (plus les suffixes a = aile et s = stabilisateur) l'efficacité de portance d'une voilure :

$$A_a = \frac{\lambda_a}{2 + \lambda_a} \quad \text{et} \quad A_s = \frac{\lambda_s}{2 + \lambda_s}$$

La proportionnalité entre le C_z d'une voilure x et son incidence n'est donc plus simplement de 0.11, mais de :

$$\frac{dC_z}{d\alpha} = 0,11 \cdot A_x$$

Avec : $d\alpha$ une petite variation d'incidence et dC_z la variation de C_z correspondant.

La voilure est donc d'autant moins efficace en portance que son allongement est faible. Ou, dans le sens inverse, l'efficacité de la voilure se rapproche d'autant plus de celle du profil que l'allongement devient grand. Dans certaines publications, C_{z_p} est d'ailleurs noté C_{z_∞} (C_z à allongement d'aile infini).

En introduisant la relation entre le C_z et l'incidence (cf. §2.3), il est aussi possible de calculer la valeur de l'incidence nécessaire pour obtenir un C_z d'aile donné :

$$\alpha = 9,1 \cdot \frac{C_{z_a}}{A_a} + \alpha_0$$

Cette équation peut ensuite être développé sous une forme que l'on rencontre fréquemment dans la littérature aérodynamique (même si elle n'est ni très intuitive ni très pratique à utiliser) :

$$\alpha = 9,1 \cdot C_{z_a} + 18,2 \cdot \frac{C_{z_a}}{\lambda_a} + \alpha_0$$

Les trois termes de cette somme sont respectivement identifiés ainsi :

- incidence de portance profil (ou aile à allongement infini)
- angle induit (incidence à ajouter pour compenser l'effet de l'allongement)
- incidence de portance nulle du profil

2.14.2 Effet de la flèche

Plus la flèche est importante et plus elle a tendance à dévier l'écoulement de l'air vers le saumon. Le profil réel vu par l'écoulement est alors incliné par rapport à la direction de vol, ce qui réduit l'incidence efficace (projetée de l'incidence locale sur le plan d'avancement) et affecte donc d'autant l'efficacité de portance.

Cet effet est décrit par la corrélation de Helmbold-Polhamus (appelée aussi « formule DATCOM »), extension de celle de Prandtl :

$$A = \frac{\lambda \cdot \eta}{\sqrt{\lambda^2 / \cos^2(\Lambda_{c/2}) + 4 \cdot \eta^2 + 2 \cdot \eta}}$$

Avec :

Flèche angulaire moyenne des demi-cordes (°) : $\Lambda_{c/2}$

Correction de la relation portance profil / incidence (/ 0,11) : $\eta \approx 0.95$

Dans le cas général (appareil à flèche nulle à modérée), cet effet est du second ordre et nous le négligeons donc dans la suite de cet ouvrage.

2.14.3 Effet du sillage d'aile

Il s'agit tout simplement de la couche d'air descendante générée par l'aile (fig. 22), dont l'angle (noté angle de déflexion : α_{df} ou ε) évolue proportionnellement à l'incidence de l'aile. Cet angle n'est pas le même partout : il est maximal au niveau du bord de fuite de l'aile, et s'atténue d'autant plus que l'on le mesure loin de l'aile, tant en distance horizontale que verticale. Quand l'incidence de l'avion change, la déflexion de l'aile évolue de concert, minorant alors l'incidence réelle du stabilisateur évoluant dans cette couche d'air défléchi (les appareils de type « canard » ne sont donc pas concernés) : la portance du stabilisateur travaillant dans le sillage de l'aile évolue donc moins rapidement que celle de cette dernière. En d'autres termes, plus un stabilisateur est proche (axialement et verticalement) de l'aile et moins il est efficace, ce qui vient en cumul de l'efficacité liée à l'allongement.

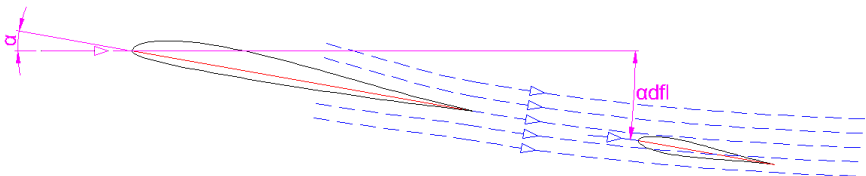


Fig. 22

L'angle de déflexion local se calcule ainsi :

$$\alpha_{dfi} = \varepsilon'.(\alpha - \alpha_0) = \varepsilon'.9,1. \frac{Cz_a}{A_a}$$

ε' étant le coefficient de déflexion local, calculé grâce aux formules de Munk ou de Toussaint (améliorées dans le cadre de ce dossier) que nous verrons plus loin (cf. 4.6.1).

Comme, lors d'une variation de l'incidence du modèle, la variation de la portance du stabilisateur s'écrit :

$$dCz_s = 0,11 . A_s . (d\alpha - d\alpha_{dfi})$$

On en déduit la proportionnalité entre le Cz du stabilisateur et l'incidence du modèle :

$$\frac{dCz_s}{d\alpha} = 0,11 . A_s . (1 - \varepsilon')$$

NOTA

Attention de bien distinguer le sillage de l'aile, au sens global tel que décrit ici, du sillage direct, c'est-à-dire la fine couche d'air turbulent en aval du bord de fuite de l'aile, dont l'influence est négligeable aux allures normales de vol. Cette confusion peut généralement laisser croire qu'un stabilisateur en T est une solution aérodynamique optimale car dégagé de toute influence de l'aile, ce qui est doublement faux : d'une part la déviation globale de l'air par l'aile s'étend bien au-delà de son sillage direct, tant en hauteur qu'en aval de l'aile, d'autre part il existe toujours une incidence à laquelle le stabilisateur traversera cette fine couche turbulente (cf. §4.4.6).

2.14.4 Effet de la souplesse structurelle

Même si aucune structure mécanique n'est infiniment rigide, cet effet est généralement totalement négligeable dans le cadre d'une construction normalement menée.

Il existe néanmoins deux cas potentiels à connaître : la souplesse en flexion de la poutre de queue (réalisée avec une section insuffisante et/ou une matière trop souple, typiquement en mousse ou type canne à pêche,) et la rigidité en torsion des voilures (profil très fin et/ou construction trop « légère »). Ces deux composantes vont affecter l'efficacité de portance du stabilisateur [relativement à celle de l'aile], avec des effets potentiellement délétères sur l'équilibre et la stabilité de vol (voir nota de §4.6.1).

2.15 Un petit mot sur les perfos

La performance d'un aéronef se mesure principalement en termes de taux de chute (moteur coupé) et de finesse, ces deux données variant suivant la vitesse (V_x). Toutes deux découlent directement de la traînée.

- **Taux de chute (V_z)** : vitesse verticale à laquelle l'appareil descend moteur coupé. Le minimum se trouve à une vitesse de vol réduite, le taux de chute augmentant ensuite significativement avec la vitesse de vol. Le taux de chute est directement lié à la traînée de l'appareil et à la charge alaire.
Un point remarquable : le taux de chute est une notion indépendante de l'échelle. L'ordre de grandeur d'un taux de chute mini est d'environ 0.5 m/s pour un bon planeur gratteur, micro ou grandeur, à 1.5 m/s voire bien plus pour un avion lambda, ces ordres d'idées étant valables quelle que soit la taille de l'aéronef.
- **Finesse (f)** : elle quantifie la distance parcourue en plané (en air neutre et moteur coupé) par unité de hauteur. Par exemple, un planeur ayant une finesse de 20 va donc parcourir 20m pour 1m de descente. La finesse est le meilleur indicateur du rendement aérodynamique d'un aéronef, motorisé ou non, et peut s'évaluer à toute vitesse et toute allure (palier, virage serré, etc....), sachant qu'en palier la finesse est maximale à une vitesse légèrement supérieure au taux de chute mini, et se dégrade au fur et à mesure que la vitesse augmente. Mathématiquement, la finesse est le rapport portance / traînée (F_z / F_x), ce équivaut à C_z/C_x ou bien V_x / V_z .
La finesse et la vitesse de finesse max évoluent inversement à la charge alaire : plus cette dernière est élevée, plus l'aéronef a un taux de chute important, mais plus il vole vite, ce qui au final bénéficie à la finesse car le gain en vitesse est proportionnellement supérieur à l'augmentation du taux de chute grâce au meilleur nombre de Reynolds du profil.
Toujours à cause du nombre de Reynolds, la finesse est particulièrement dépendante de l'échelle, il est d'autant plus difficile d'obtenir une bonne finesse que le modèle est petit. Les ordres de grandeur de finesse max sont respectivement d'environ 10 à 25 pour les planeurs de 1 à 5 m, et 5 à 10 pour les avions du demi-A au petit gros.
- **Puissance dissipée aérodynamiquement par l'avion (P_w)** : elle correspond exactement à la variation d'énergie potentielle en plané par air neutre. En palier, son calcul est donc le produit de la force de pesanteur (le poids, en newton) par la vitesse de chute ($P_w = m.g.V_z$ avec m = masse de l'appareil, g = accélération de la pesanteur = 9.81 m/s²). Comme la finesse, elle aussi liée au taux de chute, elle varie en fonction de la vitesse. Pour une vitesse de vol donnée, plus le taux de chute correspondant est élevé et plus il faut de puissance moteur (ou d'ascendance ou d'effet de pente pour un planeur) pour le compenser et donc permettre de maintenir l'appareil à hauteur constante. Connaissant le rendement propulsif d'une motorisation (= rendement hélice * rendement moteur) à la vitesse de vol considérée, la

puissance aéro permet de connaître directement le besoin en puissance moteur pour obtenir une vitesse de vol donnée.

2.16 Résumé des principes fondamentaux

- Les lois de la mécanique du solide et de l'aérodynamique sont les mêmes pour tous les aéronefs : une aile volante ou un canard volent et se règlent de la même manière qu'un avion normal, quelle que soit l'échelle.
- Un aéronef vole parce qu'il dispose d'une source d'énergie (mécanique, potentielle, aérologique) pour avancer, cet avancement générant la portance (grâce à l'incidence + la vitesse), et la traînée. La première équilibre le poids, la seconde s'oppose à l'avancement et dissipe l'énergie.
- Un aéronef est un tout, pas seulement un profil ou une aile.
- Le fuselage et le stabilisateur ne sont pas des éléments neutres, ils peuvent aussi être porteurs ou déporteurs suivant la phase de vol.
- Le profil d'aile, mais aussi de fuselage ou de stabilisateur, permet de limiter la traînée et de retarder le décrochage, mais n'influe pas la portance, qui est une conséquence purement mécanique de la masse de l'appareil et de la condition de vol en cours.
- L'allongement de l'aile est un élément très important des performances de l'aéronef.
- Les profils conditionnent principalement les qualités de vol, l'incidence et la vitesse de décrochage ainsi que l'équilibre des moments longitudinaux qui, pour tenir le vol en palier (somme des moments = 0), est réalisé via le calage de stab et affiné par le trim de profondeur.
- Le foyer d'un composant aérodynamique est un point fixe, indépendant des conditions de vol ou de la forme du profil, où le moment ne dépend pas de l'incidence. Il se situe à 25% de la corde pour un profil, 25% de la corde moyenne pour une voilure, et à une valeur qui dépend principalement du volume de stab pour un avion complet.
- La stabilité de vol et donc le centrage ne dépendent pas du ou des profils mais uniquement de la géométrie globale de l'appareil : l'aéronef est une simple girouette évoluant dans son vent relatif.

3. Outils et documents de référence

Cette première sensibilisation à la mécanique du vol avait pour but de vous initier à l'essentiel de la démarche d'un concepteur, qui doit avant toute chose avoir compris les notions qu'il manipule. Malheureusement, mon côté perfectionniste remarque que l'humain moderne a une tendance fâcheuse à se concentrer sur la manipulation de l'outil et le résultat final plutôt que sur la démarche. Pourtant, les outils ne sont rien sans recul technique et un peu de sens critique, et peuvent conduire à des aberrations.

Une fois ce nécessaire recul acquis, l'usage d'un outil est bien entendu une aide précieuse pour gagner du temps et aller à l'essentiel. Personne n'a envie de revenir au boulier ou à la règle à calcul, sauf par plaisir intellectuel bien sûr. Certains outils pourront aussi se révéler utiles (mais pas indispensables) pour accompagner ce dossier.

3.1 *Un peu de lecture*

Ouvrages papiers de référence :

- Mechanics of Flight, de Warren F. Phillips
- Fluid Dynamic Lift & Drag, de Sighard F. Hoener
- Theory of Wing Sections, de Ira H. Abbott
- Theory of Flight, de Richard Von Mises
- Introduction to Flight, de John Anderson
- Aérodynamique expérimentale, de Pierre Rebuffet
- Aérodynamique de l'avion, de Jean Chaffois

Ouvrages papiers modélistes :

- Model Aircraft Aerodynamics, de Martin Simons
- Airflow et Model Flight, de Martin Simons
- RCM spécial aérodynamique, de Serge Barth (1989)
- MRAérodynamique, de Jean Champenois (1992)

Sur Internet :

- Site de l'auteur : <http://www.rcaerolab.eu>
- Inter Action : <http://inter.action.free.fr>
- See how it flies : <http://www.av8n.com>
- Ouvrages de vulgarisation de Jean-Pierre Petit :
<http://www.savoir-sans-frontieres.com/JPP/telechargeables/Francais/ASPIRISOUFFLE.pdf>
<http://www.savoir-sans-frontieres.com/JPP/telechargeables/Francais/mecavol/mecavol.pdf>
- L'encyclopédie du petit aérodynamicien en herbe, de Raphaël Gougnot :
<http://aerodynamique.chez.com>
- Aerodynamics for Students :
<https://aerospace101.com/introduction/index.html>

- Princeton University, lecture slides for Aircraft Flight Dynamics :
<http://www.princeton.edu/~stengel/MAE331Lectures.html>

Quelques publications techniques :

- Théorie des profils minces :
http://fr.wikipedia.org/wiki/Théorie_des_profils_minces
- Stabilité longitudinale et centrage d'un avion :
[https://fr.wikipedia.org/wiki/Stabilité_longitudinale_\(aviation\)](https://fr.wikipedia.org/wiki/Stabilité_longitudinale_(aviation))
- Archives NACA / NASA :
<http://ntrs.nasa.gov/search.jsp>
- Archives NACA :
<http://naca.central.cranfield.ac.uk>
[https://howfliethealbatross.com/Lift and Drag Review and Renew - Correlations of 50 Years of NACA and NASA Test Data on the Effects of Wing Planform and Thickness.pdf](https://howfliethealbatross.com/Lift%20and%20Drag%20Review%20and%20Renew%20-%20Correlations%20of%2050%20Years%20of%20NACA%20and%20NASA%20Test%20Data%20on%20the%20Effects%20of%20Wing%20Planform%20and%20Thickness.pdf)
- Introduction to aerodynamics of flight, NASA :
<http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19760003955.pdf>
- Dossiers techniques d'Olivier Caldara :
http://bio-air-technologies.com/dossiers_techniques/Dossier_general.html
- Centrage, stabilité et équilibre :
http://pierre.rondel.free.fr/images2/tp_centrage/index.htm
http://pierre.rondel.free.fr/images2/centrage_article/Centrage_2.htm
<http://adg.stanford.edu/aa241/stability/staticstability.html>
http://pierre.rondel.free.fr/Centrage_equilibrage_stabilite.pdf
<http://formation.ffvv.org/files/2009/06/chargement-et-centrage-du-planeur.pdf>
<http://pouduciel.free.fr/trucs&astuces/stabilite-balligand.html>
<http://www.aeroclub-versailles.com/doctech/Notices-Techniques /007 /41 /46 /48>
- Etude du Vé longitudinal :
<http://pierre.rondel.free.fr/images2/Volet2ndPart/ETUDE DU V 2.pdf>
- Optimisation volets :
<http://pierre.rondel.free.fr/images2/volets/volets.htm>
http://pierre.rondel.free.fr/images2/Volet2ndPart/volet2_bis.htm
<http://pierre.rondel.free.fr/images2/snapFlapPart3/SnapPart3.htm>
- Histoires d'empennage :
<http://pierre.rondel.free.fr/images3/empennages>
<http://pierre.rondel.free.fr/images4/HistoireDeStab>
- Site de Matthieu Scherrer :
<http://scherrer.pagesperso-orange.fr/matthieu/modeli.html>
- Vol F3F (JL. Foucher) :
<http://www.f3f-france.com/images/stories/Fichiers/PDF/f3fmecaniqueevol.pdf>
- Motorisation électrique :
http://web.mit.edu/drela/Public/web/qprop/motor1_theory.pdf
http://web.mit.edu/drela/Public/web/qprop/motor2_theory.pdf
<http://web.mit.edu/drela/Public/web/qprop/motorprop.pdf>

3.2 Quelques outils

Voici une petite sélection de logiciels majoritairement gratuits :

- Souffleries numériques : ces outils permettent de simuler l'écoulement de l'air autour d'un profil pour en déduire ses caractéristiques. On distinguera les logiciels basés sur le code de calcul XFoil et lui servant d'interface graphique (Profili, XFLR5, PredimRC et Gemini Aero Designer), ceux basés le code Eppler (JavaFoil, DesignFoil), et les exotiques comme FoilWorks. La référence actuelle est XFoil, généralement plus prédictif (sous certaines réserves) aux faibles nombres de Reynolds.
- Outils de conception aérodynamique : deux approches sont possibles, soit semi-analytique (PredimRC), soit purement numérique (XFLR5), soit les deux couplées (Gemini Aero Designer), ces outils étant basé sur XFoil pour l'analyse des profils. Le second permet plus de raffinement dans l'étude des ailes, mais le premier offre une approche plus globale et complète, est plus simple à utiliser et délivre directement des résultats optimisés (centrage, calages, allongement optimal, etc....) sans passer par une démarche itérative, tandis que Gemini Aero Designer réunit le meilleur de ces deux approches. On notera pour information l'existence du logiciel AVL de Mark Drela, le concepteur de XFoil, mais il est particulièrement ardu à utiliser par un néophyte.
- Utilitaires divers : certains outils peuvent dépanner pour des besoins ponctuels, même s'ils ne remplacent absolument pas les outils précédemment. On notera deux excellents outils : Corde Moyenne pour calculer la position du foyer (mais pas du CG) d'une aile ou d'un stab, et ProfilKonverter pour déduire des caractéristiques simples d'un profil.

Télécharger les outils sur le net :

- Profili : <http://www.profili2.com/>
- FoilWorks : <http://users.skynet.be/fa496838/>
- XFoil : <http://web.mit.edu/drela/Public/web/XFoil/>
- JavaFoil : <http://www.mh-aerotoools.de/airfoils/javafoil.htm>
- XFLR5 : <http://www.xflr5.com>
- AVL : <http://web.mit.edu/drela/Public/web/avl/>
- PredimRC : <https://www.rcaerolab.eu/predimrc>
- Gemini Aero Designer : <https://www.geminaerotoools.com>
- Corde moyenne : <http://tracfoil.free.fr/cm/index.html>
- ProfilKonverter : <http://members.aon.at/p-51/download/profkonv.zip>
- PropCalc : <http://www.drivecalc.de/PropCalc/>
- JavaProp : http://www.mh-aerotoools.de/airfoils/jp_applet.htm
- Base de données profils :
<http://tracfoil.free.fr/airfoils/> <http://www.ae.uiuc.edu/m-selig/ads.html>
- Calcul de résistance mécanique des longerons, coffrages et clés d'ailes :
http://voiletech.free.fr/Modelismeplaneur/calcul_longeron.htm



Magnifique et poétique 9Decker de Rainer Lange (photo Laurent Berlivet).

4. Méthodologie d'analyse

4.1 Identifier le besoin

Nous sommes maintenant dans le vif du sujet. Avant toute chose, il faut d'abord définir un minimum, via un cahier des charges, le résultat attendu. Rassurez-vous, cela ne va pas chercher très loin, mais c'est indispensable pour la suite.

Une fois le sujet choisi (maquette, création libre, modèle destiné à telle catégorie de compétition, etc.), le cahier des charges doit servir à le caractériser via les éléments suivants :

- Echelle du modèle : on se contentera de déterminer l'envergure des ailes et la longueur du fuselage.
- Ebauche d'un premier croquis : le plus simple consiste à le réaliser sur une feuille A4, idéalement quadrillée ou millimétrée. Inutile d'y passer trop de temps pour l'instant, deux vues simplifiées (de dessus et de côté) suffiront amplement, l'important étant de choisir une échelle adaptée (1/5^{ème}, 1/10^{ème}, etc.) et de la respecter sur toutes les vues pour s'y retrouver facilement (fig. 24).
- On réalisera une première estimation de la masse du modèle (notée m), basée sur son expérience personnelle ou par analogie avec des modèles de taille similaire. Plus loin, nous parlerons plutôt en termes de charge alaire, mais pour l'instant la masse suffira.
- Définition du domaine de vol, basée pour l'instant sur des éléments qualitatifs : est-on à la recherche d'un modèle lent et tranquille ? Ou d'un modèle plus rapide devant être un peu acrobatique ? Ou d'un planeur fin pour voler par toute météo ? etc.

Le dernier aspect est essentiel, car il détermine l'intégralité des choix aérodynamiques (charge alaire, allongement, profils, calages, motorisation, etc.). Il se concrétise par le « point de design » de l'appareil, qui est un couple (C_z aile, vitesse de vol) pour lequel l'appareil sera parfaitement adapté, voire optimal.

Si la vitesse de vol est une notion assez intuitive, quoique pas si simple à fixer a priori, le C_z de design est plus difficile à appréhender. Deux approches sont possibles : soit le C_z correspondant à la vitesse de vol en palier pour lequel l'appareil sera spécialisé (auquel cas le point de design se résume au seul C_z), soit le C_z moyen de l'enveloppe de vol (dans ce cas, vitesse de design et C_z de design sont dissociés).

Quelques valeurs typiques, qui serviront aussi pour les réglages :

- Vol rapide ou voltige : $C_{za} = 0.1$
- Cas courant, y/c course aux pylônes : $C_{za} = 0.3$
- Vol calme, gratte : $C_{za} = 0.5$

Pour creuser un peu plus la question, Matthieu Scherrer a réalisé en 2007 une campagne de mesure du domaine de vol d'un planeur, dont voici le principal graphique de synthèse (fig. 23).

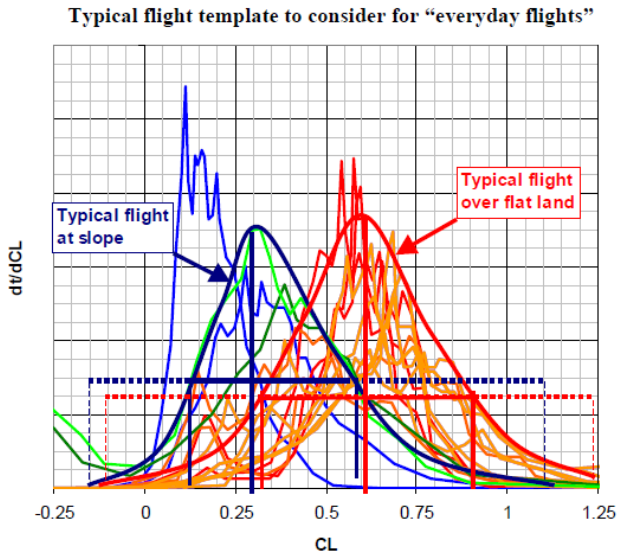


Fig. 23, taux d'utilisation de Cz d'un planeur

Quel que soit le planeur, il apparaît que le vol de pente se déroule en moyenne à des C_z sensiblement plus faibles (0.3) qu'en vol de plaine (0.6). Cette étude constitue un point de départ intéressant pour l'optimisation d'un planeur suivant le type de vol pratiqué, sachant qu'elle ne reflète pas toutes les conditions de vol rencontrées en compétition : run F3F, treuillage F3B ou F3J, lancé F3K, etc. Pour ces dernières disciplines, les écarts de C_z entre deux phases de vol peuvent être très importants, et appréhender le C_z moyen de vol qui donnera globalement le meilleur résultat est d'une importance cruciale dans la conception d'un planeur de compétition.

Nous disposons maintenant d'une première base qui nous donnera quelques dimensions initiales (cordes d'ailes, bras de levier) et le point de design indispensables pour débiter la conception. Ces dimensions sont pour l'instant estimatives, voire pifométriques, tout le travail du concepteur étant de les ajuster pour satisfaire aux divers critères qui assureront de bonnes qualités de vol.

Dans le cas d'un modèle existant, les principales mesures reportées sur un croquis suffiront amplement à en faire une analyse critique, ou tout simplement vérifier les réglages indiqués par le constructeur.

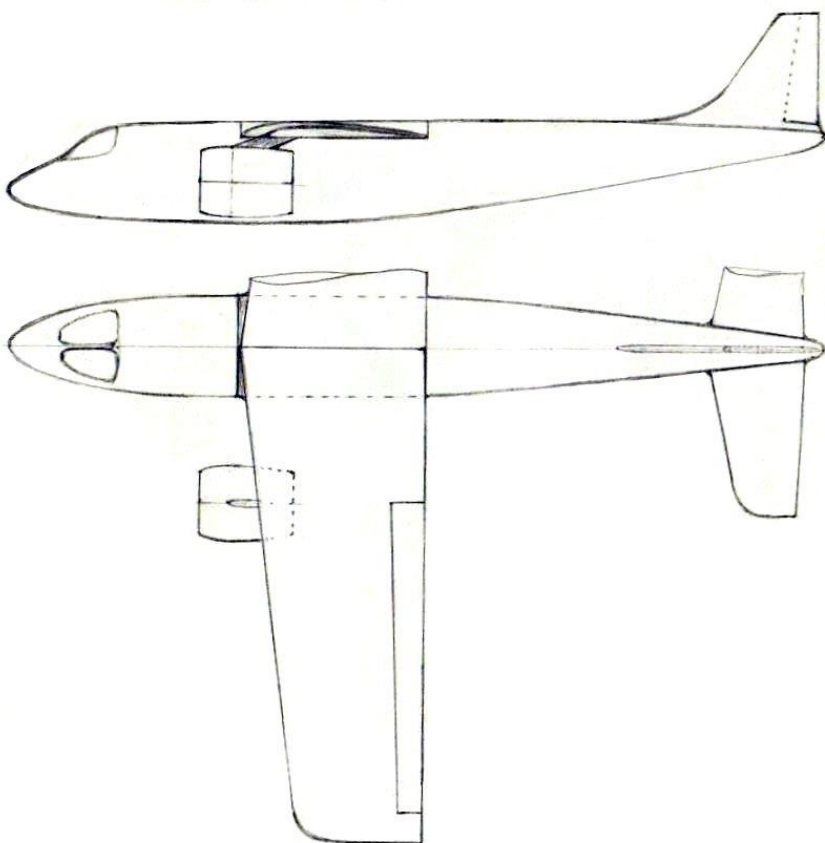
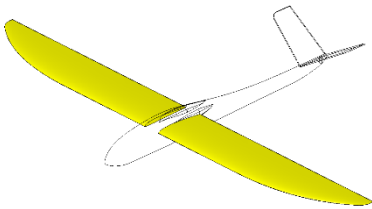


Fig. 24, croquis de l'auteur d'un petit liner bi-turbine électrique dessiné à l'échelle 1/10^{ème}

4.2 Dimensionner l'aile



Ce jalon est valable quel que soit le type d'appareil, à condition toutefois que l'aile soit le principal générateur de portance de l'aéronef. L'étude d'appareils de type jet ou tandem, dont la surface de fuselage ou d'empennage est du même ordre de grandeur que celle de l'aile, demandera donc quelques

aménagements spécifiques, particulièrement au niveau de la charge alaire.

Première chose, nous allons calculer les caractéristiques de base des ailes, en travaillant sur une seule aile, l'aéronef étant supposé symétrique autour du plan vertical : la surface, l'allongement ainsi que l'effilement (rapport de la corde au saumon à la corde d'emplanture). Elles vont permettre de décrire le fonctionnement de l'aile, pour en vérifier l'adaptation au besoin et éventuellement modifier la géométrie en conséquence.

Deux cas de figures :

- L'aile est trapézoïdale : dans ce cas, on appliquera directement les calculs ci-après.
- L'aile est d'une forme plus complexe : on pourra soit utiliser un outil (cf. §3.2) comme Corde Moyenne, ou directement PredimRC (qui fera aussi tous les autres calculs évoqués ici et bien plus encore), soit simplifier l'aile en un seul trapèze (fig. 25). Avec un peu de soin, cette approximation donne de très bons résultats, on ne s'en privera donc pas pour son aspect formateur dans le cadre de ce dossier. Pour ce faire, on remplacera le bord d'attaque et le bord de fuite chacun par une ligne droite passant visuellement au mieux (avec autant de surface d'un côté que de l'autre).

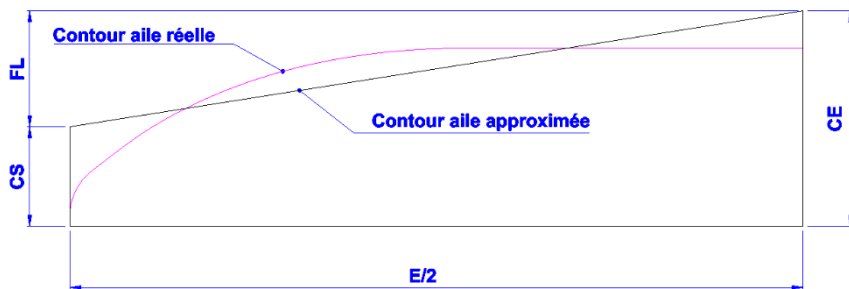


Fig. 25

4.2.1 Calculs de base sur l'aile

Nous utiliserons les désignations et les unités suivantes, valables aussi pour le stabilisateur (suffixe « s » au lieu de « a ») :

- Cordes emplanture / saumon / moyenne : CE / CS / CMA (mm)
- Flèche du bord d'attaque : FL (mm)
- Envergure : E (mm en général, dm pour le calcul d'allongement)
- Allongement : λ (lambda, sans unité)
- Effilement : Eff (sans unité)
- Surface : S (dm²)
- Masse : m (g)
- Charge alaire : CHa (g/dm²)

Voici le détail des premiers calculs, valables elle aussi pour d'autres voilures comme le stabilisateur, à mener sur la base de ce premier croquis d'aile (attention à la cohérence des unités).

$$\text{Surface alaire : } S_a = (CS_a + CE_a) \cdot E_a / 2$$

$$\text{Charge alaire : } CH_a = m / S_a$$

$$\text{Allongement : } \lambda_a = E_a^2 / S_a$$

$$\text{Effilement : } Eff_a = CS_a / CE_a$$

$$\text{Corde moyenne aérodynamique : } CMA_a = \frac{2}{3} \cdot \frac{CE_a^2 + CE_a \cdot CS_a + CS_a^2}{CE_a + CS_a}$$

$$\text{Flèche BA Cmoy / BA emp. : } FL_{CMA_a} = \frac{FL_a}{3} \cdot \frac{CE_a + 2 \cdot CS_a}{CE_a + CS_a}$$

La notion de corde moyenne aérodynamique nécessite quelques explications, car on la confond parfois avec la moyenne des cordes, ce qui est inexact. La corde moyenne est la corde d'une aile rectangulaire de même surface que celle de l'aile étudiée et représentative du point de vue des forces qui s'y appliquent.

Mathématiquement, cette corde est la moyenne des cordes pondérées par leurs surfaces élémentaires (les plus matheux reconnaîtront la définition d'une intégrale sur l'envergure en C.dS/S) :

$$CMA = \frac{2}{S} \cdot \int_0^{E/2} C^2(y) \cdot dy$$

Avec : S = surface voileure, C(y) = corde et C(y).dy = surface élémentaire.

Il en va de même pour le calcul de la surface d'aile et de la position de la corde moyenne par rapport au bord d'attaque de l'emplanture, les équations précédentes étant déduites de l'application de ces intégrales au cas d'une aile trapézoïdale.

La corde moyenne et sa position peuvent aussi être déterminées de manière graphique, toujours dans le cadre d'une aile à simple trapèze. Il suffit de reporter de part et d'autre du saumon la corde d'emplanture, et vice versa à l'emplanture, puis de tracer les diagonales, la corde moyenne trouvant au point d'intersection (fig. 26).

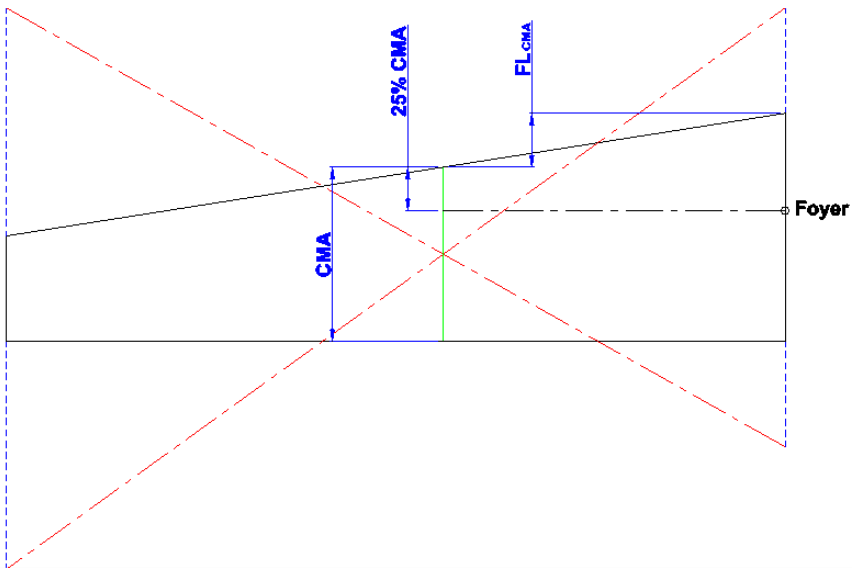


Fig. 26, foyer et corde moyenne d'une voilure

Les calculs formels qui précèdent peuvent être étendus à une aile complexe, en la décomposant en panneaux trapézoïdaux et calculant la moyenne pondérée par la surface des longueurs et flèches (par rapport au bord d'attaque de la corde d'emplanture) des cordes moyennes de ces panneaux (p) :

$$CMA = \frac{\sum CMA_p \cdot S_p}{\sum S_p} \quad \text{et} \quad FL_{CMA} = \frac{\sum FL_{CMAp} \cdot S_p}{\sum S_p}$$

On peut aussi le faire de manière graphique, mais c'est un travail fastidieux qui ne représente qu'un faible intérêt -si ce n'est celui de tout faire sur papier sans assistance informatique- face à un logiciel dédié comme PredimRC.

La corde moyenne permet de trouver le foyer de l'aile (F_a), situé à 25% de cette corde et que l'on projette par commodité sur l'emplanture de l'aile.

Distance foyer aile / bord d'attaque emplanture :

$$XF_a = FL_{CMA_a} + 0,25.CMA_a$$

NOTA

- Dans le cas d'une voilure complexe (elliptique ou à plusieurs panneaux), la corde moyenne n'est généralement pas une corde physique de l'aile.
- Ne pas confondre envergure aérodynamique et envergure réelle. La seconde tient compte du fuselage, tandis que la première –la seule qui nous intéresse ici- ne prend en compte que la voilure (valable aussi pour le stab, évidemment) située hors du fuselage. L'emplanture est donc le plan d'interface avec le fuselage.

4.2.2 Charge alaire

La charge alaire est le premier indicateur du domaine de vol du futur avion, car plus elle est élevée et plus le modèle évoluera vite, généralement avec une meilleure finesse mais un taux de chute mini plus élevé. A contrario, une charge alaire réduite est la garantie d'un vol tranquille et contribue à de bonnes capacités de gratte pour les planeurs.

L'appréciation de la charge alaire est relative à la taille de l'appareil, qui conditionne tant l'impression de vitesse pour le pilote au sol que l'effet de Reynolds (rappel : plus il est élevé et mieux le profil fonctionne) : un micro-modèle commencera à être très chargé vers 25 g/dm², tandis qu'un avion de voltige VGM sera à son aise avec 100 g/dm².

Pour contourner cette difficulté, le « Wing Cube Loading » ajoute un facteur 3/2 à la surface, de manière à définir une règle de similitude du réalisme de vol, valable à toute échelle, du micro-modèle au grandeur (un modèle réduit présentant le même WCL que le grandeur aura un vol réaliste). Ce facteur traduit tout simplement le fait que la surface d'un appareil évolue au carré de l'échelle alors que la masse évolue au cube. Guillaume Rouby a amélioré ce facteur (rebaptisé « Yomgui Wing Loading »), avec un coefficient légèrement plus important (5/3) pour intégrer l'effet de Reynolds :

$$YWL = k \cdot \frac{m}{S_a^{5/3}}$$

Avec :

k = 1 pour un avion et 2 pour un planeur ou une aile volante.
m la masse en g et S_a la surface alaire en dm².

L'échelle YWL va d'environ 4 pour un appareil pouvant évoluer particulièrement lentement, comme un planeur de gratte ou un appareil de début très calme, à environ 25 pour un jet très chargé ou un planeur de dynamic soaring, en passant par environ 10 pour un warbird ou un hotliner et 10 à 15 pour un racer ou un planeur de course aux pylônes.

On ajustera en conséquence la masse cible du modèle et/ou la surface alaire suivant le besoin et le bilan prévisionnel de masse. Il est bien entendu possible de minorer ou majorer ces valeurs suivant la destination du modèle et le niveau du pilote. Tout particulièrement en planeur, la charge peut être augmentée jusqu'à environ 50% de supplément par l'ajout de ballast pour optimiser les performances par gros temps. Attention toutefois à la limite FAI qui impose normalement de rester sous la barre des 75 g/dm² pour la plupart des machines de compétition.

La petite vérification suivante permet de compléter de manière plus scientifique cette approche en calculant la vitesse minimale de vol (avant décrochage) :

En palier, on a :
$$F_z = m.g = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S_a \cdot C_{z_a} \cdot V^2$$

D'où :
$$V_{\min} = \sqrt{\frac{2.m.g}{\rho \cdot S_a \cdot C_{z_{a\max}}}}$$

Avec : $\rho = 1.225 \text{ kg} / \text{m}^3$ (masse volumique standard de l'air, au niveau de la mer à 15°C), V la vitesse d'avancement (en m/s, à multiplier par 3.6 pour avoir la vitesse en km/h), S la surface de l'aile (en m²), m la masse de l'appareil (en kg) et g l'accélération de la pesanteur (environ 9.81m/s²).

Par défaut, on pourra utiliser une valeur générique (valable uniquement pour un modèle réduit) pour $C_{z_{a\max}}$: 0.8.

Bien entendu, le calcul peut être inversé pour déduire la charge alaire (= m/Sa) correspondant à une vitesse de décrochage donnée :

$$CH_a = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot C_{z_{a\max}} \cdot V_{\min}^2$$

4.2.3 Allongement

Dans la mesure où le sujet choisi laisse un peu de liberté, il est très intéressant de faire un peu d'optimisation sur la géométrie de l'aile, en commençant par l'allongement (en conservant la surface d'aile définie ci-avant). Ce paramètre traduit l'importance de l'envergure devant les cordes, pour une surface d'aile donnée.

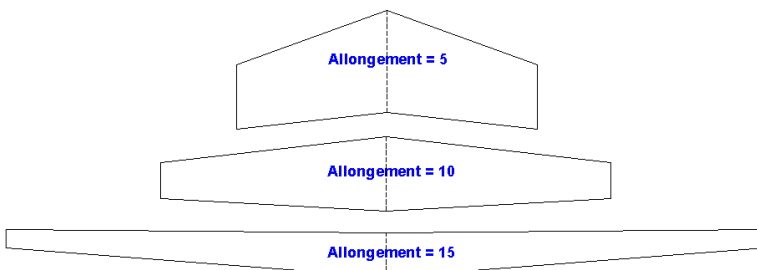


Fig. 27, ailes de même surface mais d'allongements radicalement différents

L'allongement a un sens physique très important, par deux aspects antagonistes : d'un côté, plus l'allongement est important et plus le saumon est proportionnellement petit devant l'envergure, et donc plus la traînée induite (générée par le tourbillon marginal du saumon, fig. 13) sera réduite. D'un autre côté, plus l'allongement est faible et plus les cordes sont importantes, et donc moins le profil traînera grâce à un meilleur nombre de Reynolds (corde plus importante = nombre de Reynolds plus important = meilleur fonctionnement du profil). Le choix de l'allongement dépend donc intimement du choix du profil, mais aussi de la taille du modèle qui influence le fonctionnement aérodynamique du profil (grand modèle, grandes cordes, etc.).

Choisir l'allongement conduit donc à un compromis entre la traînée du profil et la traînée induite. Ces deux valeurs évoluent au cours du vol en fonction du coefficient de portance et de la vitesse, ce de manières très différentes. En voici une illustration (fig. 28), pour une aile de 30 dm² dotée d'un profil SB96 évoluant à un Cz de 0.5 et une vitesse de 10 m/s, aile dont on fait varier l'allongement pour étudier l'évolution de la traînée :

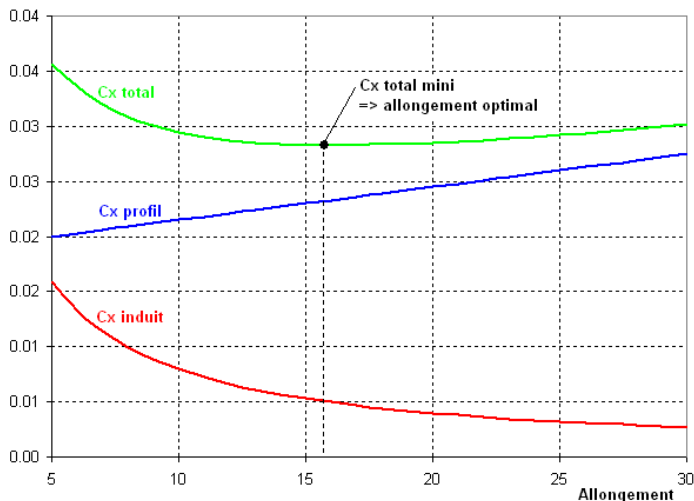


Fig. 28

Sur cet exemple, la traînée globale de l'aile est minimale pour un allongement de 16. Cet allongement est donc optimal pour la condition de vol particulière considérée (vitesse de vol et C_z) et le profil étudié, avec une certaine latitude étant donné que la courbe de C_x total est relativement plate. Si l'on reproduit le calcul à une autre condition de vol ou avec un autre profil, on pourra constater que l'allongement optimal correspondant ne sera pas le même.

Fixer l'allongement d'une aile revient donc à déterminer à quelle condition de vol l'aile sera globalement la plus performante. Pour un profil donné, cette meilleure adaptation de l'allongement à une seule condition de vol particulière devient flagrante quand on étudie la finesse de l'aile seule. Comme on l'a vu précédemment, la finesse se calcule par le rapport portance / traînée. Dans le cas présent, une aile seule, on a donc : finesse aile seule = portance aile / (traînée profil + traînée induite). Cette étude se mène suivant deux approches complémentaires : la finesse en palier stabilisée et la finesse à forte portance.

Tout d'abord la finesse en palier stabilisé, en fonction de la vitesse de vol.

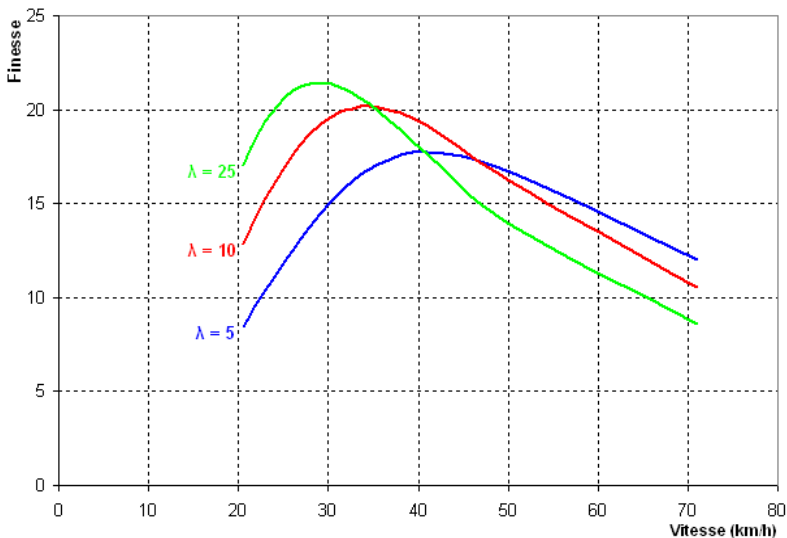


Fig. 29

L'allongement de 25 donne la meilleure finesse absolue, tandis que l'allongement de 10 est meilleur dès 35km/h. Quant à l'allongement de 5, il devient le plus efficace à partir de 47km/h. On peut aussi en déduire que, suivant la vitesse de vol considérée, la meilleure aile n'est donc pas forcément celle qui donne la meilleure finesse absolue, le tout étant qu'elle soit optimale pour le point de design choisi (cf. §4.1).

Seconde manière d'étudier la question : à forte incidence constante (virage serré ou boucle, ici $C_z = 0.8$), toujours en fonction de la vitesse (fig. 30).

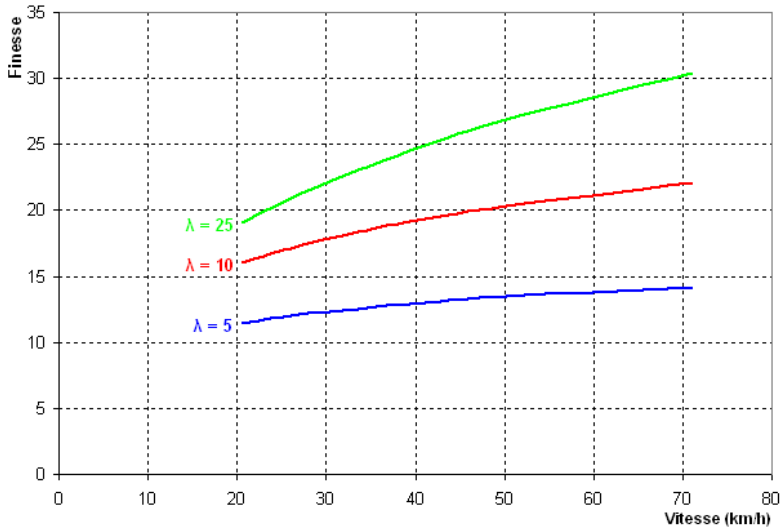


Fig. 30

Quelle que soit la vitesse, un allongement important favorise cette manœuvre grâce à une bonne finesse, tandis qu'un allongement faible donne un sérieux coup de frein.

A toutes ces considérations aérodynamiques se rajoute une problématique mécanique : un allongement élevé impose généralement des techniques de réalisation sophistiquées (composite par exemple) pour garantir une résistance et une rigidité correctes, alors que la compacité d'une aile à faible allongement donne naturellement de bonnes caractéristiques mécaniques même avec des matériaux légers (polystyrène coffré ou structure balsa).

En conséquence, on aura tendance à privilégier un allongement faible quand le domaine de vol de l'appareil n'a pas besoin d'être voilier ou efficace en virage serré, type avion d'entraînement par exemple. L'aile sera robuste, le choix du profil sera peu sensible grâce aux Reynolds élevés, et l'atterrissage sera facile pour un pilote moyen grâce à une finesse médiocre à forte incidence évitant d'effacer la piste. A contrario, un planeur aura un allongement plus important pour minimiser la traînée (donc la perte d'énergie) dans les phases à faible vitesse (gratte, spirale : recherche d'un faible taux de chute) et de transition (recherche d'une finesse élevée).

Dans le cas de machines de compétition type course aux pylônes (racer F5D, planeurs F3F, etc.), le choix de l'allongement est cornélien, car ces machines

doivent aller le plus vite possible en ligne droite (phase à faible portance) et tourner le plus serré possible (phase à forte portance) en perdant le minimum de vitesse. Pour cela, à moins d'être en mesure de faire varier l'allongement en temps réel (...), on doit trouver un compromis entre ces deux phases très différentes pour être le moins mauvais dans chacune.

Le lecteur aura donc bien compris que le choix de l'allongement n'est absolument pas anodin, et est même sensiblement plus important que le choix du profil. Or, ces deux choix sont interdépendants, ce qui demande de l'expérience et des outils pour être menée à bien. Particulièrement, PredimRC (cf. §3.2) comprend un module d'optimisation dédié à l'allongement, mais on pourra aussi mener ce travail avec XFLR5, de manière plus laborieuse (itérative) mais encore plus fouillée.

Fort heureusement, sachant qu'il est assez facile de trouver un profil (cf. ci-après) adapté à chaque échelle (c'est à dire fonctionnant correctement aux nombres de Reynolds en jeu), le choix du profil peut être à ce stade relégué au second plan. Cela va nous permettre de donner ici un ordre d'idée de l'allongement d'aile à utiliser en fonction de l'envergure (en m) qui, sans forcément être optimal, donne des résultats convenables :

- Planeurs et racers : $\lambda_a = 7 + 3.E_a$
- Ailes volantes : $\lambda_a = 2 + 3,5.E_a$
- Avions : $\lambda_a = 3 + 2.E_a$

Dans le cas des voilures Delta, l'allongement, très faible étant donnée la spécialisation de ces appareils pour le vol à grande vitesse en palier, n'est pas un critère très intéressant.

On pourra retrancher à ces valeurs 10 à 30% pour les modèles n'ayant pas d'impératif particulier en matière de performance ou pour les modèles de voltige dont l'allongement plus faible que celui d'un modèle conventionnel accroît les capacités acrobatiques.

Par la suite, nous verrons comment faire pour éviter de ruiner les efforts faits sur l'allongement par un mauvais choix de profil.

NOTA

Suivant des impératifs particuliers, par exemple une surface alaire imposée par une catégorie de compétition, il est aussi possible de partir de l'allongement pour déduire l'envergure correspondante.



Un allongement important est, bien plus que le profil, le secret du rendement des machines voilières (photo NASA).

4.2.4 Effilement

L'effilement caractérise le rapport entre la corde du saumon et la corde d'emplanture. Cette notion un peu simpliste n'est pas du tout adaptée à la caractérisation d'ailes à bord d'attaque et/ou de fuite elliptique ou approchant, ainsi qu'aux ailes de fort allongement, mais elle suffit largement à travailler sur une aile trapézoïdale d'allongement raisonnable. L'effilement est une manière indirecte de travailler sur l'optimisation de la répartition de portance d'une aile, que l'on souhaite généralement rendre la plus proche possible d'une aile elliptique (comme pour le fameux Spitfire). Cette dernière se caractérise par une portance maximale à l'emplanture, puis décroissant de manière de plus en plus importante vers le saumon. Et, logiquement, qui dit faible portance au saumon dit aussi faible traînée induite. Le gain est néanmoins limité, la traînée induite d'une aile bêtement rectangulaire étant, suivant l'allongement, de 10 à 20% supérieure à celle d'une aile elliptique équivalente (de mêmes surface et allongement).

Cette traînée induite additionnelle liée à la géométrie de l'aile est caractérisée par le coefficient d'Oswald (noté « e », cf §4.8.2), qu'on pourrait qualifier de rendement de géométrie plane et qui vaut au maximum 1 (aile à répartition de portance elliptique). Son principe de calcul consiste à quantifier l'incrément d'incidence nécessaire à une voilure pour fournir la même portance qu'une voilure elliptique équivalente, incrément induisant localement une augmentation de C_z , donc de traînée induite. Tout comme les répartitions de C_z et de portance (dont il découle), il se calcule avec des méthodes d'analyse numérique, comme LLT (Lifting Line Theory, en 1.5D) et VLM (Vortex Lattice Method, en 2D), très bien expliquées sur le site « Aerodynamics for students ». Il est aussi possible de l'approcher de manière satisfaisante, nous le verrons en §5.6.

Pour faire simple, on retiendra qu'un effilement d'environ 0.5 à 0.6 donne de bons résultats sur une aile à simple trapèze ($e = 0.92$ à 0.96 , soit respectivement 9 à 4% de traînée induite additionnelle par rapport à une aile elliptique). Bien évidemment, on peut faire encore mieux avec une aile à plusieurs trapèzes (coefficient d'Oswald = 0.99), grâce par exemple à PredimRC qui permet une optimisation très efficace et rapide.

Dans le cas d'un effilement de 0.6, les cordes d'emplanture et de saumon peuvent être calculées de manière directe :

$$CE_a = \frac{S_a}{0,8.E_a} \quad \text{et} \quad CS_a = \frac{S_a}{1,33.E_a}$$

Pour illustrer l'évolution de portance le long de l'envergure, voici (fig. 31 a et b), en rouge la répartition réelle et en bleu la répartition idéale, c'est-à-dire elliptique) un exemple de planeur de course 60", doté soit d'une aile conçue suivant les critères simples énoncés ici, soit d'une aile optimisée. L'écart de rendement de géométrie de l'aile n'est ici que de 4% (95% contre 99%) et doit interpeller le constructeur, car l'aile optimisée pose des difficultés de réalisation non

négligeables, particulièrement concernant le respect du profil et le risque d'introduire un vrillage indésirable vers le saumon, ruinant alors tout le gain apporté par la géométrie. Parfois le mieux peut être l'ennemi du bien...

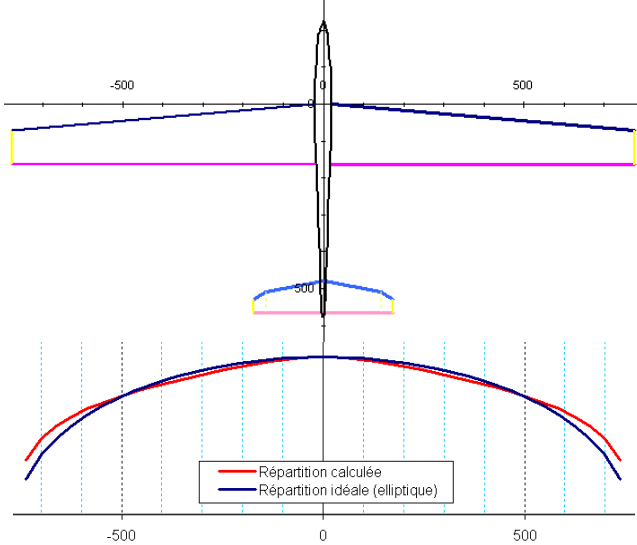


Fig. 31a, planeur de course 60'' à aile simple trapèze

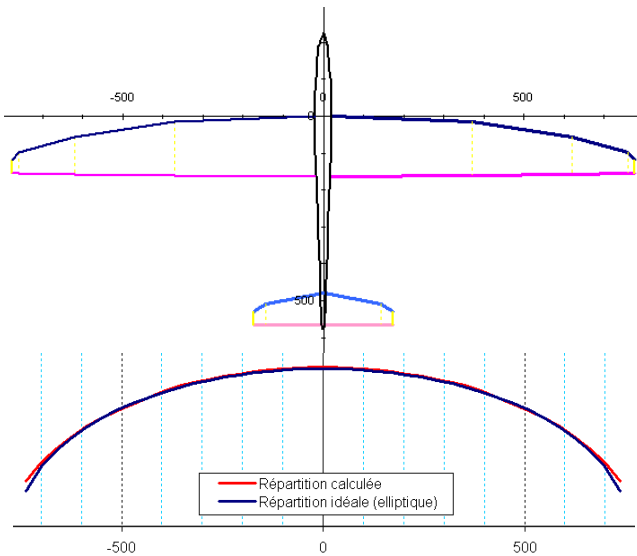


Fig. 31b, planeur de course 60'' à aile multi-trapèzes

4.2.5 Vrillage

S'il suffit de réduire la portance en bout d'aile pour la rapprocher d'une aile elliptique, alors pourquoi ne pas introduire du vrillage ? En effet, vriller une aile dans le bon sens réduit l'incidence locale du profil (on parle de vrillage négatif quand le bord de fuite se relève), donc sa portance. C'est une solution qui a souvent été mise à contribution il y a quelques années, parfois pour des questions de performances mais aussi parce qu'elle retarde le décrochage du saumon en spirale serrée à basse vitesse, ce phénomène étant très marqué dans le cas d'appareils peu chargés et doté d'un allongement important. Mais le vrillage n'est pas du tout une solution miracle, car la répartition de portance change en fonction de l'incidence de l'aile, donc de la vitesse. A haute vitesse, donc faible incidence, on pourra même se retrouver avec un saumon qui déporte, induisant des efforts importants dans les ailes ainsi qu'un rendement médiocre. Donc, dans la mesure du possible, on évitera tout vrillage du moins avec une aile dotée d'un profil constant.

A contrario, l'utilisation de vrillage peut s'avérer utile dans le cas d'une évolution de profil le long de l'aile pour compenser les éventuelles différences d' α_0 entre profils, de manière à obtenir la même répartition de C_z le long de l'envergure (cf. 5.6) que dans le cas d'un profil constant.

Utilisé conjointement avec la flèche (cf. ci-après), un vrillage négatif peut aussi permettre d'équilibrer les moments en tangage d'une aile volante doté de profil(s) à C_{m0} nul voire légèrement négatif. Le calcul est détaillé à la fin de ce dossier.

Une manière intéressante de gérer le vrillage est de le « programmer » en fonction du C_z de vol. Pour cela, il suffit d'une flèche positive et d'une rigidité en torsion de l'aile judicieusement choisie : en conséquence, les efforts de portance importants, en virage serré ou boucle, donnent du vrillage négatif à l'aile, vrillage qui tend à adoucir le comportement de l'avion pour cette phase de vol. A contrario, une flèche négative donne un vrillage positif qui augmente la portance et rend le comportement en tangage plus incisif, comme c'est le cas sur le Grumman X29. Attention dans ce cas, car la voilure est particulièrement sollicitée et nécessite un dimensionnement rigoureux de sa structure.

4.2.6 Saumon

La forme du saumon est une préoccupation fréquente des concepteurs dans leur course à la traînée, souvent inspirée par les fameux winglets qui fleurissent en aviation grandeur principalement sur les avions de ligne et certains planeurs. Quelle que soit la technique utilisée (Dornier, winglet, elliptique, etc.), il faut savoir que l'optimisation du saumon est un art difficile et complexe, qui peut faire bien plus de mal que de bien, même en croyant faire des choses en toute connaissance de cause. Si je ne devais citer que deux exemples : les bricolages

à base de tube, dont le gain réel est souvent inversement proportionnel à la conviction qui anime leur concepteur, et les saumons « imitation Dornier » en coupant un bout d'aile, massacrant ainsi complètement le profil. Cette question déborde donc très largement du cadre de ce dossier, et on retiendra qu'un simple saumon droit sera bien meilleur qu'un pseudo winglet, qui au mieux fera juste joli ou original et au pire ruinera tous les efforts de gain de traînée réalisés par ailleurs.

Ceci dit, il est au moins possible d'expliquer le fonctionnement d'un artifice de saumon : réduire la traînée induite (exactement comme si on augmentait l'allongement), avec trois approches. Soit accompagner au mieux les filets d'air qui circulent autour du saumon de manière à réduire le tourbillon marginal, donc la traînée induite. Soit réduire significativement la portance en bout d'aile, de manière à réduire localement la différence de pression et donc la circulation d'air à l'origine du tourbillon marginal, c'est le principe des saumons Dornier. Soit implanter un winglet, c'est à dire une petite aile verticale, qui va générer une contre-pression (par une évolution de profil et de vrillage judicieusement choisie) s'opposant à la circulation de saumon et fournissant aussi une portance ayant une composante motrice (vers l'avant, d'où l'incidence particulière d'un profil de winglet).

Dans tous les cas, la grosse difficulté est que la circulation de saumon varie sensiblement en fonction de la vitesse et de l'incidence, ce qui rend très complexe la définition d'une forme ou d'un artifice de saumon capable de bien fonctionner à tous les régimes de vol. Pour faire simple, le winglet améliorant la traînée induite, il est évident qu'il ne sert à rien à faible portance. De plus, générant lui-même une certaine traînée, cette dernière devient un handicap car elle n'est plus compensée par le gain de traînée induite. C'est pour ces raisons qu'on ne trouve généralement pas de winglet sur les machines destinées à être utilisées dans une grande plage de vitesse, mais plutôt sur des machines ayant un domaine de vol préférentiel à fort C_z (avion de ligne, planeur de durée).

L'exemple (fig. 32) a été réalisé par l'auteur dans le cadre du Crobe², et a nécessité l'utilisation d'un code de calcul industriel de type CFD pour obtenir un saumon réellement optimisé pour une large plage de vitesse, ce qui abouti d'ailleurs à une forme d'apparence assez simple.

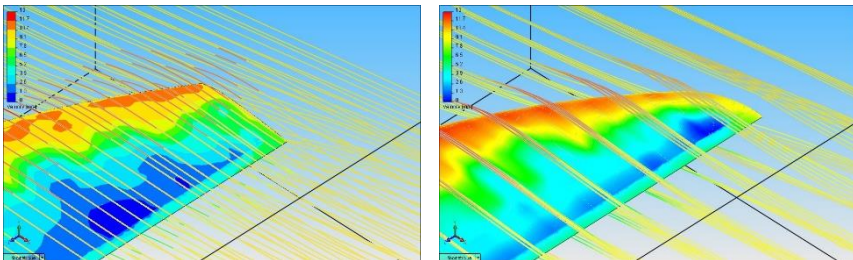


Fig. 32, optimisation CFD du saumon du Crobe (forme finale à droite)

4.2.7 Flèche

La flèche de l'aile se caractérise par son inclinaison moyenne vers l'avant (négative) ou l'arrière (positive) par rapport à la normale à l'avancement. On la mesure en dessinant une droite passant par les points situés à 25% des cordes d'emplanture et de saumon (fig. 33).

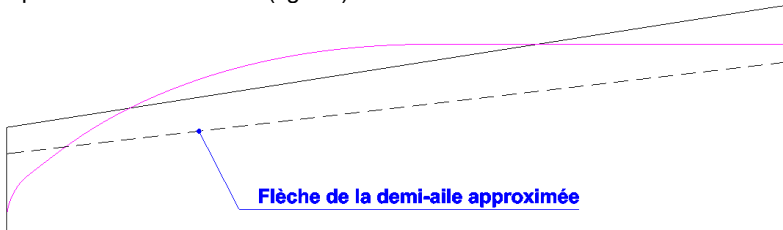


Fig. 33

Dans l'aviation grandeur, la flèche est très utilisée pour des questions de compressibilité en régime transsonique, le cas le plus caractéristique étant celui des chasseurs à réaction. Les applications modélistes étant loin de ces préoccupations, nous nous intéresserons plutôt aux autres effets plus traditionnels de la flèche.

La flèche, dans la limite du raisonnable ($< CMA$), joue assez peu sur la répartition de portance des ailes, donc sur les performances, et a plutôt un rôle de stabilisation en lacet. Là aussi, rien de mystérieux, c'est une question de traînée. Si on donne un angle de dérapage en lacet, une demi-aile avance tandis que l'autre recule. Or, si l'aile a une flèche positive, la demi-aile qui avance présente face à l'air une surface légèrement supérieure à celle qui recule, et va donc traîner un peu plus, ce qui tend à ramener l'aile dans l'axe de vol. Ce principe est très utile sur les ailes volantes, par nature assez peu stabilisées en lacet (dérive difficilement positionnable loin derrière l'aile, à moins de rajouter un fuselage, mais c'est un peu dommage). Dans ce cas, une flèche importante peut être envisagée, de l'ordre de 20 à 25°, permettant par la même occasion d'utiliser un profil à Cm_0 négatif à condition d'assurer l'équilibre des moments par vrillage du saumon (cf. §5.9 : formule de Panknin). Dans le sens inverse, l'utilisation d'une flèche inverse augmente la maniabilité (exemple typique : Grumman X29, cf. paragraphe ci-avant).

Pour les appareils les plus courants, on retiendra que l'utilisation de flèche n'est pas critique et on pourra utiliser comme critère de conception une flèche nulle au niveau de l'articulation des gouvernes (cf. ci-après), généralement autour de 66 à 75% de la corde. Cette approche peut sensiblement faciliter la réalisation d'ailes multi-trapèzes en alignant les panneaux relativement à l'articulation des ailerons et des volets.

Autre possibilité, utile pour minimiser les contraintes de torsion des ailes soumises à de fortes charges mécaniques (planeur treuillé, machine de course

au pylône) : régler la flèche de manière à aligner les centres de poussées du profil de chaque corde de l'aile et positionner cette ligne perpendiculairement à l'axe de vol. Le centre de poussée est le point sur lequel s'applique la force de portance seule sans moment de profil (voir au tout début de ce dossier).

Sa position sur la corde locale est donnée par la relation suivante :

$$x_{CP} = 0,25 - \frac{Cm0}{Cz}$$

Le $Cm0$ du profil sera défini ci-après, tandis que le Cz à utiliser (par défaut, $Cz = 0.8$) est celui pour lequel on souhaite minimiser les effets de torsion.

Il est aussi possible de cumuler les deux approches, en privilégiant la résistance mécanique sur le premier tiers ou la demi-envergure de l'aile puis en ajustant la flèche pour aligner les articulations des gouvernes, voire tout simplement pour des raisons esthétiques.

4.2.8 Dièdre

Il ne reste plus qu'à parler du dièdre, qui est l'angle que forment les ailes vues de face par rapport à l'horizontale. Le dièdre a deux rôles : donner de la stabilité en roulis (même principe que la flèche pour le lacet) et transformer un ordre de lacet (dérive) en roulis induit (inclinaison comme avec des ailerons).

Voici comment cela fonctionne, en partant d'une configuration d'équilibre (fig. 34a) :

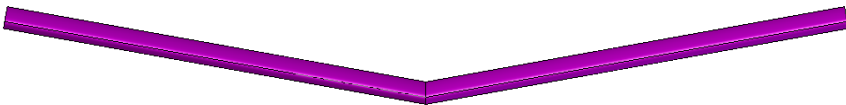


Fig. 34a

Appliquons un angle de roulis (fig. 34b) :

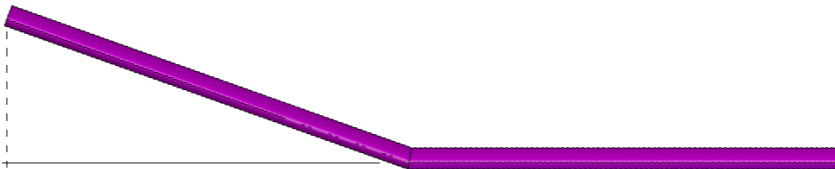


Fig. 34b

L'aile la plus basse présente une surface portante (projection horizontale) plus importante que l'aile la plus haute. A incidence identique, la première porte donc

légèrement plus que la seconde, générant un moment de rappel qui tend à ramener l'angle de roulis à zéro.

Appliquons maintenant un dérapage en lacet (fig. 35) :

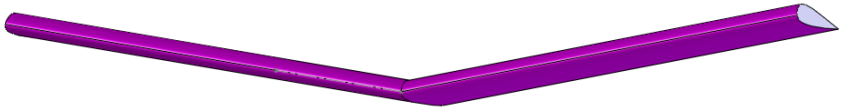


Fig. 35

A cause du dièdre, l'incidence du profil apparent (vu suivant la direction de vol) est augmentée pour l'aile avançant (bord d'attaque du profil apparent plus haut que son bord de fuite) et, inversement, réduite pour l'aile reculant (fig. 36). La première porte plus tandis que la seconde porte moins, le tout générant un moment de roulis dans le même sens de virage que le dérapage.

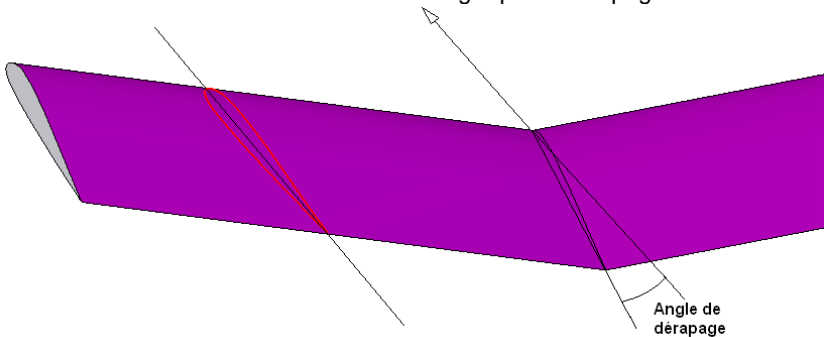


Fig. 36

Ce dernier effet est particulièrement intéressant pour un modèle deux axes (dérive + profondeur), dépourvu de contrôle direct en roulis (ailerons).

Pour les autres modèles, à ailerons, un peu de dièdre est utile pour donner un certain confort de pilotage en lacet. Le dièdre est aussi bénéfique en spirale : l'aile intérieure au virage présente une surface efficace (projetée) plus importante que l'aile extérieure, mais une vitesse plus faible, la première compensant en partie la seconde et limitant le risque de décrochage.

On utilisera des valeurs standards, suivant la destination du modèle :

- Voltige : 0° à 1° par aile
- Machines performantes 3 axes : 1 à 2° par aile
- Usage courant 3 axes, avion et planeur : 2 à 4° par aile
- Usage courant 3 axes, planeur typé gratte : 3 à 6° par aile
- Usage courant 2 axes : 8 à 10° par aile

Idéalement, on répartira le dièdre en trois temps : un petit dièdre central, puis un dièdre plus important à chaque panneau d'extrémité, cette répartition donnant un

agrément et une efficacité encore meilleurs. Dans le cas d'un deux axes, on pourra mettre par exemple 4° à 6° au premier dièdre central et 10° à 12° au dièdre externe (toujours par demi-aile).

Attention, ce ne sont que des ordres de grandeur, les interactions entre le dièdre et les autres contributeurs aérodynamiques, particulièrement l'empennage, pouvant réserver quelques surprises. Dans la mesure du possible, on prévoira la possibilité de tester plusieurs valeurs de dièdre (par exemple une clé de dièdre en corde à piano, qu'on pourra plier à différents angles) pour arriver au meilleur résultat. Un seul exemple, très courant : un comportement en roulis induit peu réactif est fréquemment analysé comme le signe d'une dérive sous-dimensionnée, alors que dans la majorité des cas c'est le dièdre qui est insuffisant.

La présence de flèche peut aussi participer au roulis induit, avec un fonctionnement analogue, bien que sensiblement moins efficace, à celui du dièdre. Cet effet en roulis induit de la flèche est fonction de l'incidence, avec un résultat nul à incidence nulle. Remplacer entièrement le dièdre par de la flèche n'est donc pas adapté à un modèle deux axes. Cette équivalence flèche / dièdre est décrite dans le NACA report n°177 (Munk) qui conclut que, pour une incidence de vol courante, la valeur de la flèche doit être égale à environ trois à six fois à la valeur du dièdre pour obtenir un résultat équivalent. Autrement dit, à cette incidence, une flèche d'environ 30° à 60° donnera le même résultat qu'un dièdre de 10°. Dans un sens opposé, il est aussi possible de compenser l'effet en roulis induit d'une forte flèche par un dièdre négatif, c'est une technique assez couramment utilisée en jet (ex : Saab 105, AlphaJet, Mirage F1, etc.).

Dans la même logique, on pourra aussi compenser l'effet d'une flèche inverse par un dièdre additionnel à celui identifié ci-avant, c'est typiquement le cas sur des planeurs comme l'ASK13 ou le L-13 Blanik.

4.3 Choisir le profil d'aile



Vu tout ce qu'on vient de lire auparavant, il est presque décevant de parler maintenant de profils. Pensez donc, le cœur du vol tel que l'imagine la

majorité des modélistes est presque un imposteur... mais ce serait oublier que, au même titre que les ailes, le fuselage ou le stabilisateur, le profil a son importance dans le tout qu'est un avion. Le négliger est tout autant préjudiciable que se reposer uniquement sur lui.

4.3.1 Définitions

Le profil est une courbe fermée représentant la section d'une aile dans un plan vertical. De loin, le profil typique ressemble à une goutte d'eau plus ou moins étirée, la partie bombée dans la direction de vol (bord d'attaque), et la partie pointue vers l'arrière (bord de fuite). Mais la simple planche plus ou moins adoucie à la poncette qu'utilisent certains indoors est aussi un profil... rustique certes, mais un profil quand même.

Cette courbe est généralement discrétisée sous la forme d'un ensemble de points, 30 à 200 pour la plupart, points par lesquels passe au mieux par ladite courbe (généralement une spline).

Voilà pour le principe, car disposer des points d'un profil ne nous apprend pas grand-chose pour l'instant. L'important réside dans des caractéristiques déduites, sous deux formes :

- Géométriques : épaisseur, cambrure, rayon de bord d'attaque, position de l'épaisseur max et de la cambrure max. La liste n'est pas exhaustive, mais suffira largement pour décrire un profil dans le cadre de ce dossier.
- Aérodynamiques : elles sont obtenues en soufflerie, réelle ou numérique (XFoil, etc.), et sont décrites par des courbes appelées polaires. Les notions manipulées sont très nombreuses, on se limitera aux plus simples : portance, traînée, moment, le tout en relation avec l'indispensable nombre de Reynolds.

Pour des raisons pratiques, nous utiliserons non pas les valeurs physiques précitées, mais des valeurs adimensionnées permettant de faciliter l'interprétation et les comparaisons :

- Pour la géométrie : on parlera d'épaisseur, de courbure, etc., relatives [à la corde]. Par exemple, 10% d'épaisseur relative veut dire que l'épaisseur physique d'un profil de 150 mm de corde vaut 15 mm.

- Pour l'aérodynamique : comme vu précédemment, les coefficients de portance (noté C_z ou C_l en anglais), de traînée (C_x ou C_d), de moment (C_m) seront largement mis à contribution. Nous parlerons aussi de polaires de profils (graphiques traçant l'évolution d'un coefficient par rapport à l'autre), le même formalisme étant aussi utilisé pour tout élément aérodynamique, de l'aile au modèle complet.

L'approche aérodynamique est évidemment bien plus riche d'informations que l'approche géométrique. Pour faire une nouvelle analogie avec le monde automobile : savoir qu'un moteur fait 2 litres de cylindrée (eq. géométrie) est bien, mais savoir qu'il développe telle puissance, tel couple à tel régime (eq. aérodynamique), est quand même bien plus pertinent. Seulement, le calcul des polaires nécessite des outils informatiques pas forcément accessibles à tous, je vais donc vous proposer une méthode approchante pour déduire les caractéristiques aérodynamiques principales d'un profil à partir d'une analyse géométrique.

4.3.2 Analyse géométrique

Voici (fig. 37) un profil avec ses principales caractéristiques géométriques mises en évidence.

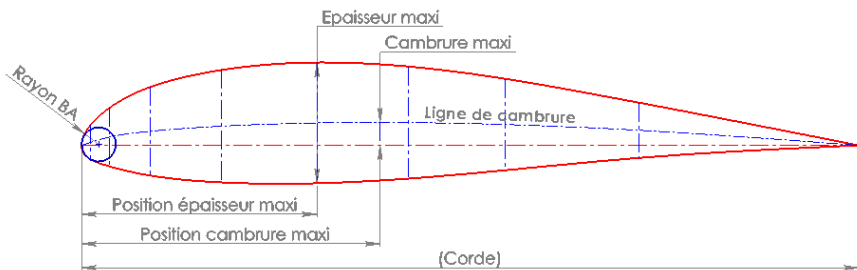


Fig. 37

Ces cinq caractéristiques géométriques (position et valeur d'épaisseur maxi, position et valeur de cambrure maxi, rayon de bord d'attaque), généralement exprimées en % de la corde, vont nous permettre de classer et caractériser les profils. On remarquera une notion un peu exotique, la cambrure, que l'on définit comme étant la ligne située à égale distance de l'intrados et l'extrados. On tracera donc cette ligne en la faisant passer par le milieu de quelques segments verticaux tracés de l'intrados à l'extrados.

La première règle d'utilisation d'un profil concerne son épaisseur maxi, appelée communément épaisseur relative (E_p , en %). On l'a vu précédemment, plus un profil est épais et plus l'air aura du mal à suivre son contour, cela d'autant plus

que le Reynolds est réduit. Cette problématique d'adaptation au Reynolds peut être simplifiée en première approche à une relation avec la corde du profil (en mm) :

$$Ep_{conseillée} \leq \sqrt{Corde}$$

Voici ensuite quelques règles d'influence qui permettent une comparaison sommaire entre profils :

- Epaisseur maxi augmente : portance maxi augmente, Re mini augmente
- Position épaisseur maxi avance : Re mini diminue
- Cambrure augmente : portance maxi augmente, traînée mini située à portance plus élevée, moment augmente
- Position cambrure maxi recule : meilleure adaptation aux Re élevés
- Rayon BA diminue : traînée mini diminue, décrochage plus brusque

Ces règles d'influence nous enseignent un point important : l'idéal pour une aile donnée est d'avoir non pas un profil, mais une évolution de profils de l'emplanture jusqu'au saumon, de manière à ce que chaque profil soit parfaitement adapté aux conditions locales de fonctionnement. Cela n'est bien sûr pas indispensable, mais bon à savoir quand on commence à chercher la performance, particulièrement en planeur. Cela est aussi intéressant pour l'agrément de vol : par exemple, pour une grande plume à fort allongement, on aura tout intérêt à utiliser un profil plus fin au saumon qu'à l'emplanture pour garantir un fonctionnement sain à basse vitesse. Sans aller jusqu'à l'excès, car un profil trop fin aura une portance maxi réduite, ce qui peut aller à l'encontre du but recherché. Là aussi, tout est affaire de compromis.

Une règle simple pour adapter l'épaisseur relative du profil à la corde locale donne de bons résultats en première approche :

$$Ep_{corde2} = Ep_{corde1} \cdot \sqrt{\frac{Corde\ 2}{Corde\ 1}}$$

Il est possible de mener une analyse quantitative de chaque profil pour mieux étayer son choix. Elle va permettre de déterminer l'angle (ou incidence) de portance nulle (α_0) et du coefficient de moment correspondant (C_{m0}), ces valeurs étant indispensables pour les réglages du modèle et le dimensionnement du stabilisateur.

Voici une formulation empirique mise au point dans le cadre de cet ouvrage :

$$\alpha_0 \approx -61 \cdot \frac{CambMax}{100 - PosCambMax}$$

$$C_{m0} \approx -61 \cdot \frac{CambMax \cdot PosCambMax}{100000}$$

Comparés à ceux délivrés par une soufflerie numérique (XFOil ou JavaFoil) ou par la théorie des profils minces (ProfilKonverter), les résultats ainsi obtenus sont particulièrement honorables. A condition toutefois d'être méticuleux dans son analyse graphique, ce qui au final prend probablement plus de temps qu'utiliser les logiciels précités...

4.3.3 Polaires simples

Le but ici n'est pas de vous expliquer tous les arcanes de l'utilisation d'une soufflerie numérique, mais de vous donner des bases pour comprendre les éléments restitués par ladite soufflerie. Ces éléments, sous la forme de courbes appelées polaires, décrivent le fonctionnement aérodynamique du profil. Par la même occasion, nous allons définir les clés pour raccrocher les polaires profil au fonctionnement de l'avion.

Commençons par la plus simple des polaires (fig. 38), qui montre l'évolution du coefficient de portance (C_z) en fonction de l'incidence (α).

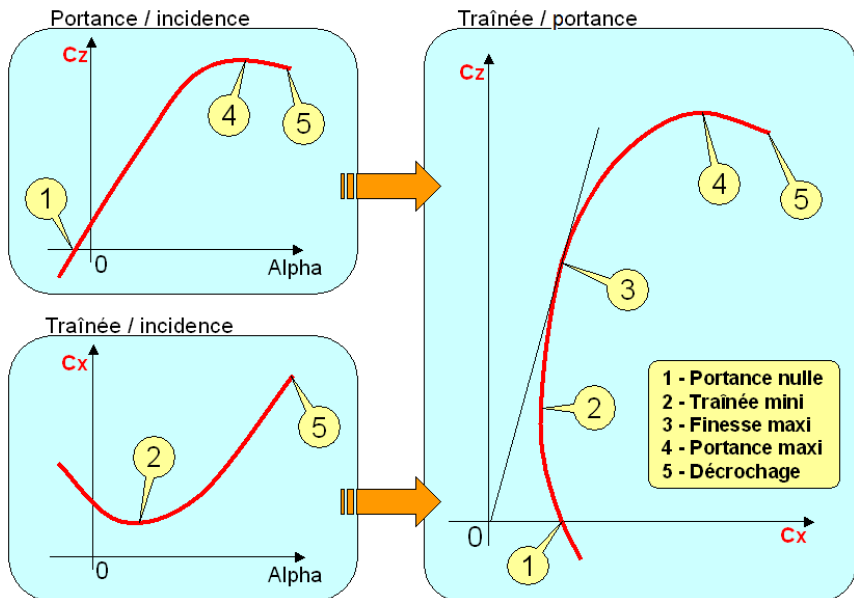


Fig. 38

La portance augmente proportionnellement à l'incidence jusqu'à la portance maxi puis ensuite chute, c'est le décrochage. A $C_z = 0$ apparaît l'incidence de portance nulle α_0 .

Comme déjà évoqué, la pente de la droite est la même quel que soit le profil, seul change α_0 avec la relation suivante :

$$C_{z_p} = 0.11.(\alpha - \alpha_0)$$

Ensuite, la polaire du coefficient de traînée (C_x) par rapport à l'incidence (α) : la traînée s'améliore jusqu'à une certaine incidence, puis augmente ensuite progressivement jusqu'au décrochage. Chaque courbe de C_x est propre à chaque profil et peut significativement différer d'un profil à l'autre.

L'incidence n'étant réellement intéressante que pour déterminer α_0 , on s'en dispense ensuite pour transformer ces deux premières polaires en une seule, la polaire traînée / portance (C_x / C_z , appelée polaire Eiffel... et oui, le même que celui qui a construit la tour éponyme) qui est beaucoup plus parlante.

Attention au risque de confusion : par similitude avec le référentiel du vol (l'axe x est horizontal et l'axe z est vertical), les abscisses et ordonnées de cette polaire sont inversées, la donnée d'entrée pour sa lecture étant bien C_z (et non C_x).

L'intérêt de cette polaire peut être compris avec une autre analogie automobile : par exemple, plutôt qu'étudier en fonction du régime moteur d'un côté la consommation de carburant et de l'autre la puissance délivrée, il est nettement plus instructif d'établir une courbe directe de consommation en fonction de la puissance. Il devient ainsi facile de comparer objectivement deux moteurs de même puissance mais tournant à des régimes nominaux différents et nécessitant donc une démultiplication différente entre le moteur et les roues. α_0 équivaut alors au rapport de boîte, tandis que la traînée est à la consommation ce que la portance est à la puissance. A l'image du moteur idéal, très puissant et consommant peu, le profil idéal accepte une portance élevée et traîne peu, c'est justement ce que l'on lit sur la polaire de portance / traînée.

La polaire C_x / C_z offre aussi l'avantage de faire apparaître la finesse, qui traduit le rendement du profil : c'est le maximum du rapport portance/traînée, qui correspond aussi dans la réalité à la distance parcourue par l'avion (moteur coupé) pour une perte d'altitude de 1 unité de hauteur. Attention, la finesse profil est toujours bien meilleure que la finesse avion, car si la portance est presque la même, la traînée d'un avion est bien plus importante : c'est la somme de la traînée du profil avec la traînée induite, la traînée du fuselage, la traînée du stabilisateur et aussi la traînée de tous les éléments parasites (commandes qui dépassent, karmans, etc.).

Rappel : A cause de la réduction de portance au saumon (effet de l'allongement : λ), la portance moyenne de l'aile (C_{z_a}) n'est pas tout à fait égale à la portance (C_{z_p}) du profil :

$$C_{z_a} = \frac{C_{z_p}}{1 + 2 / \lambda_a}$$

Dernier point, la polaire de coefficient de moment (C_m , fig. 39), que l'on peut tracer par rapport à l'incidence, ou mieux par rapport au coefficient de portance.

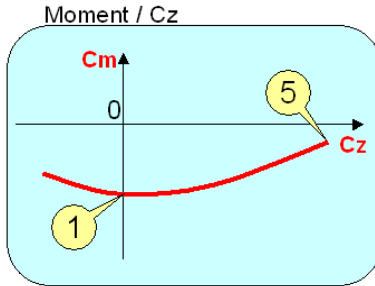


Fig. 39

On retrouve dans cette polaire la valeur de C_{m0} , qui est le coefficient de moment à portance nulle. Cette polaire étant généralement plate ou presque quand le profil fonctionne correctement, ce qui permet généralement de la résumer à la seule valeur de C_{m0} . L'analyse de cette polaire est néanmoins utile pour s'assurer du bon fonctionnement du profil, surtout à faible Reynolds. Par exemple, à Reynolds $< 100\,000$, les profils de dernière génération présentent nettement moins de variations de C_m que les profils anciens type Eppler ou autres, ce qui les rend bien plus sains à basse vitesse.

Voici un ordre de grandeur des valeurs manipulées, variables suivant les profils et les conditions de vol :

- Coefficient de portance C_z : de -0.2 à -0.5 jusqu'à $+0.8$ à $+1.6$
- Coefficient de traînée C_x : de 0.005 à 0.05
- Coefficient de moment C_{m0} : de -0.15 à $+0.05$ (aile volante)

Une fois le principe des polaires assimilé, nous allons corser un peu la chose, en faisant intervenir le nombre de Reynolds (Re) auquel la polaire est tracée. En effet, nous avons souligné au début de cet ouvrage qu'un profil fonctionne d'autant mieux que le Re est élevé, ce qui se traduit sur les polaires. Au cours d'un vol, l'avion rencontre une grande diversité de Re (pour rappel : $68 \cdot \text{vitesse de vol} \cdot \text{corde moyenne}$), de la plus basse vitesse (atterrissage / décollage) à la plus haute (palier plein pot ou prise de badin).

Cette vitesse peut être calculée pour différentes situations de vol en palier suivant l'équation déjà vue précédemment pour le calcul de vitesse mini.

$$\text{Cela donne alors : } Re = 68 \cdot CMA_a \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot S_a \cdot C_{z_a}}}$$

On utilisera, pour définir en première approche une enveloppe de vol réaliste à nos échelles, les différentes valeurs de C_z aile suivantes :

- Vitesse mini : $C_{za} = 0.8$
- Vitesse moyenne : $C_{za} = 0.3$
- Vitesse max : $C_{za} = 0.05$

4.3.4 Polaires multi-Reynolds

Lors de l'étude d'un profil (ou d'une corde donnée sur aile), on ne trace donc pas une seule polaire C_x/C_z ou C_m/C_z , mais autant de polaires que de Re nécessaires à correctement décrire toute la plage de vol [en termes de vitesse d'évolution] de l'appareil étudié. Et plutôt que d'utiliser des Re spécifiques à chaque étude, le plus efficace est d'utiliser systématiquement un panel de Re standard judicieusement choisis. En règle générale, les cinq Re suivant (50 000, 100 000, 250 000, 750 000 et 1 500 000, que nous noterons pour la suite 50k, 100k, etc.) suffisent largement à décrire la majorité des appareils courants, du « micro » au « petit gros ».

Pour illustrer cela, voici un ensemble de jeu de polaires C_x/C_z (fig. 40) du profil FAD14, destiné à des planeurs de 2.5 m à 4 m avec volets de courbure.

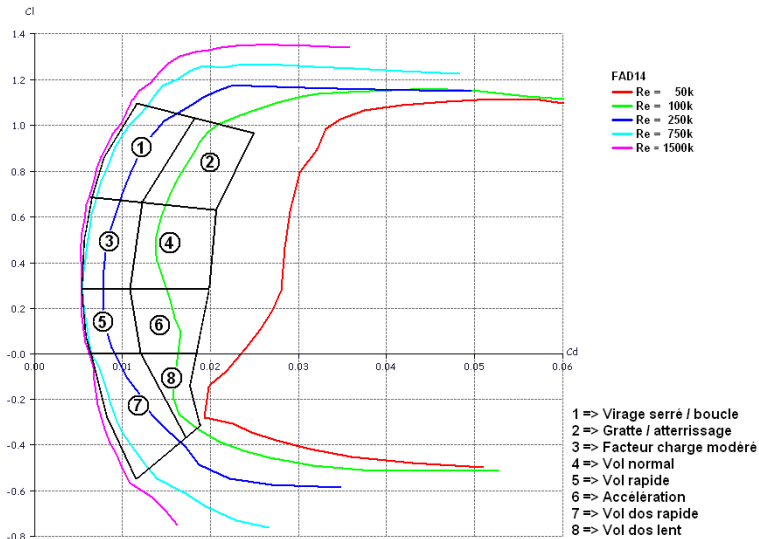


Fig. 40

Sur cette étude, un découpage simplifié montre la correspondance entre les polaires et les différentes phases de vol (un grand merci à Marco Ricci pour cette excellente idée), ici pour le domaine de vol d'un hotliner. On notera des zones hors découpage, dans lesquelles il n'est pas intéressant de faire travailler le profil

car, même s'il reste de la marge en portance, la traînée commence à devenir sensiblement trop importante.

Ce découpage permet d'établir une comparaison très facile de différents profils : après avoir superposé leurs polaires, il suffit de les comparer (le meilleur étant celui qui traîne le moins) pour les phases de vol (C_x , Re) que l'on souhaite privilégier. Par exemple, la phase 1 (virage rapide) n'a aucune importance pour un avion de transition, alors qu'elle sera vitale pour un racer ou un planeur de course. A contrario, les phases 7 et 8 seront importantes pour un voltigeur, alors qu'un planeur lancé-main n'y trouvera strictement aucun avantage.

Les phases transitoires peuvent aussi être mises en exergue : il suffit de se rappeler qu'une variation de C_z correspond à une action à la profondeur. Autrement dit, explorer une polaire à un Re donné montre le comportement instantané du profil sous l'action de la profondeur (boucle, mise en piqué).

4.3.5 Polaires de type 2

Si les polaires profils à C_z variable et Re constant sont parfaites pour analyser les évolutions à vitesse constante, typiques du vol au moteur, elles ne permettent pas d'appréhender de manière satisfaisante le vol en palier. Ce dernier se faisant à portance constante et Re variable, sa description nécessite une polaire particulière, appelée polaire de « type 2 » (fig. 41), qui se révèle être un excellent outil de comparaison de profil pour les planeurs en particulier et les appareils présentant une large plage de vitesse de vol en général.

Le principe est simple : à partir de l'équation simplifiée de la portance écrite à portance constante ($1/2 \cdot \rho \cdot V^2 \cdot C_z = m \cdot g$), on peut remarquer que la vitesse (donc le Reynolds) de vol en palier évolue de manière inversement proportionnelle à la racine carrée du C_z . En conséquence, il suffit donc de tracer la polaire de C_x pour $Re \cdot \sqrt{C_z} = Cste$ pour décrire le fonctionnement du profil en palier.

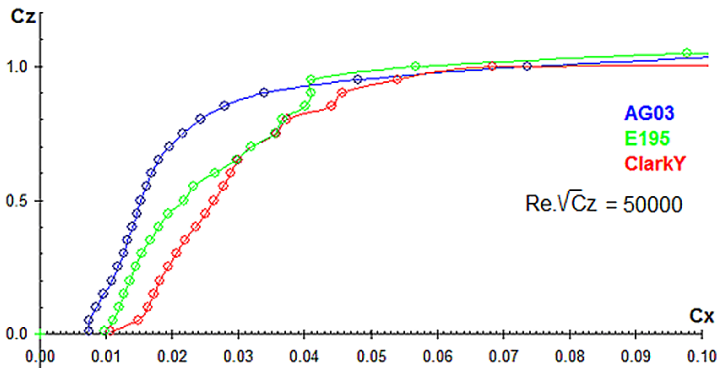


Fig. 41

La constante « Cste » est par définition déduite d'une condition de vol arbitraire, par exemple $C_z = 1$ pour aller au plus simple, pour laquelle on calcule, à partir de l'équation de la portance, la vitesse de vol correspondante, puis in fine Re (= $68.V.Corde$). La corde utilisée peut être, suivant le besoin, la moyenne des cordes de l'aile, ou bien une corde locale que l'on souhaite étudier plus en détail (tant qu'elle n'est pas trop proche du saumon, dont le C_z est généralement significativement plus faible que le C_z moyen de l'aile).

On choisit ensuite une plage de C_z (ou de Re) pertinente pour décrire l'enveloppe de vol en palier, plage que l'on discrétise en un certain nombre de points. A chaque point, on calcule le Re (ou le C_z) correspondant via l'équation précédente, puis on détermine le C_x profil pour chaque couple (C_z , Re) à partir de polaires existantes ou en les soufflant au besoin (Xfoil, Eppler). La polaire de type 2 peut ensuite être tracée sur l'ensemble des points (C_z , C_x) ainsi calculés.

Si l'exercice est intéressant pour bien assimiler le principe, il est néanmoins assez laborieux, d'où l'intérêt d'un traitement informatique automatique comme proposé par les logiciels Xfoil, XFLR5, PredimRC ou Gemini Aero Designer, par exemple.

A noter que ce dernier propose, en complément des polaires de type 2 classiques comme décrit ici, une méthode plus élaborée, tenant compte de la contribution du stab à la portance globale, pour calculer les points de fonctionnement (C_{za} , V_x) de l'enveloppe de vol en palier. Dans ce cas, la polaire n'est donc pas tracée à $Re.Cz^{0.5} = Cste$, mais à $R_z = Cste$. De plus, cette méthode convertit le C_{za} en C_{zp} local pour chaque corde étudiée en s'appuyant sur la courbe de répartition de C_z de l'aile (cf. 5.9), ce qui permet une analyse fine de chaque corde étudiée. Cela s'avère tout particulier utile pour mieux choisir le profil et le vrillage des cordes proches du saumon.

4.3.6 Reynolds critique

La lecture simultanée des polaires à divers Re permet aussi de mettre en évidence un nombre de Reynolds en dessous duquel le profil ne fonctionne pas correctement, nombre que l'on appelle Re critique et qui diffère sensiblement d'un profil à l'autre.

Par exemple, sur cet ensemble de polaires (fig. 42) tracées pour le profil Eppler 201, on distingue nettement à $Re = 100k$ (courbe verte) et surtout $50k$ que (courbe rouge) :

- La courbe de C_z (/ incidence) présente une pente qui n'est plus tout à fait constante et égale au coefficient de 0.11 prévu par la théorie des profils minces (voir aussi §5.5).
- Le coefficient de moment du profil (C_m) varie de manière excessive alors qu'aux Re plus importants, surtout au-dessus de $200k$, on peut considérer que le C_m est relativement constant (en dehors des incidences proches du décrochage).

- Le profil présente une traînée importante et variant brutalement quand la portance augmente.

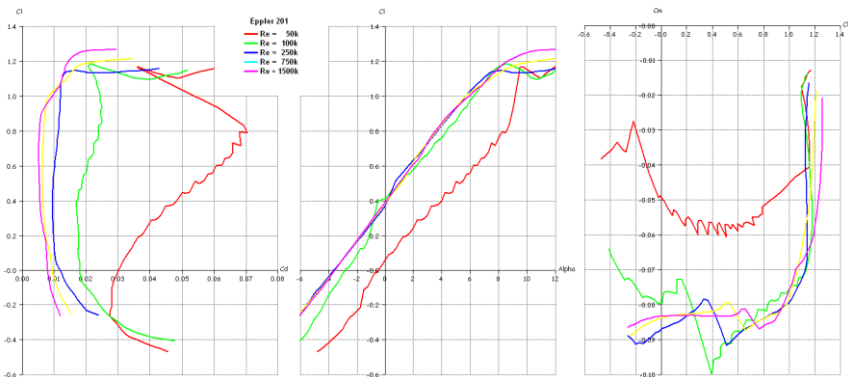


Fig. 42

Ici, le Re critique est donc d'au moins 100k, soit environ 50 km/h pour une corde de 100 mm. On évitera donc d'utiliser ce profil sur une petite machine ou sur le saumon d'une machine plus grande.

Une manière plus fine d'aborder le Re critique est de construire, en fonction du C_z , les courbes (fig. 43) à portance nulle ($C_z=0$) de traînée (C_x0), incidence de portance nulle (α_0) et coefficient de moment (Cm_0) :

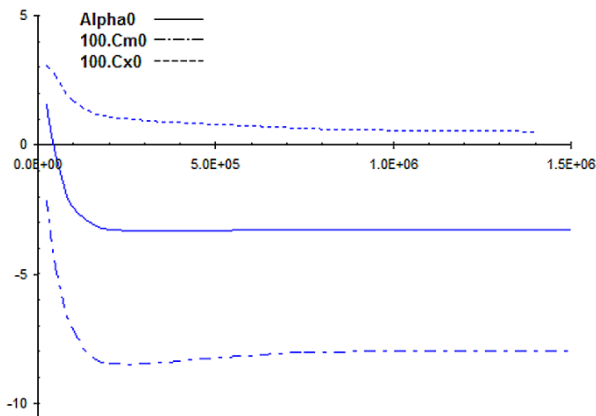


Fig. 43

Cette fois, l'interprétation ne souffre d'aucune ambiguïté : le Re critique de ce profil est d'environ 200k (2.0E+05 en notation scientifique). En dessous, les

caractéristiques du profil ne sont plus du tout constantes et le comportement de l'appareil posera problème.

NOTA

- Pour insister sur ce point crucial : les effets de Re critique détectés sur les polaires profil se traduisent par des réactions parasites bien concrètes, typiquement des problèmes de neutralité et de non-linéarité en tangage. Ces réactions peuvent au mieux rendre le vol inconfortable (sensation de centrage avant par moment et arrière à d'autres, nécessité de re-trimmer la profondeur en permanence, gouverne de profondeur plus incisive à certains braquages qu'à d'autres) et au pire engendrer un comportement particulièrement hasardeux, voire dangereux. Ce dernier point se manifeste typiquement par un décrochage brutal et difficile à anticiper, pouvant dégénérer en départ de vrille.
- Ces phénomènes sont souvent attribués à un centrage trop arrière, ce qui est partiellement vrai puisque des non-linéarités de Cz et des variations de Cm engendrées par le mauvais fonctionnement du profil affectent les variations des moments du modèle, donc la position de son foyer qui est normalement invariante (cf. § 2.2). Au niveau du profil, la position du foyer devient $x_F = 25\% - dC_m/dC_z$. Ici, dans le cas de l'Eppler 201, à $Re = 50k$ et à $C_z = 0.8$, dC_m/dC_z vaut environ $+0.05$, soit une avancée du foyer de 5% (ou, en conséquence, un abattement d'autant sur la marge statique pour ce point de fonctionnement !).
- Mais, à la base, c'est le fait d'un mauvais choix de profil. Cette difficulté inhérente aux faibles Reynolds est la principale raison d'échec de nombre de micro-modèles, avec pour conséquence l'apparition dans la culture modéliste d'une règle empirique déconseillant de descendre en dessous d'une corde de 100 mm. Alors, avec des cordes au saumon de l'ordre de 30 mm, un Crobe fait figure d'épouvantail, et pourtant ses qualités de vol et ses performances sont tout simplement bluffantes.

4.3.7 Synthèse

Nous nous arrêterons ici sur l'analyse des profils, sachant qu'il resterait encore beaucoup de choses à explorer et que nous en verrons un complément à la fin de ce dossier. Par exemple, une soufflerie numérique permet d'étudier le profil déformé par une gouverne braquée, aileron ou volet de courbure, ce dernier point étant crucial pour les planeurs de haute performance qui doivent traîner le moins possible à toutes les phases de vol. Or, en baissant les volets de courbure, on diminue généralement la traînée à forte portance (et non pas on augmente la portance, comme il est souvent interprété à tort), ce qui limite au maximum le freinage du planeur en virage serré. On peut aussi étudier la position d'un turbulateur, artifice en forme de dents de scie que l'on colle à un endroit stratégique d'une aile (5% à 10% de la corde devant l'épaisseur maxi est une valeur assez courante), et qui permet d'aider un profil à mieux fonctionner,

particulièrement en dessous de son Re critique. Ou, nec plus ultra, on peut aussi créer ses propres profils, et surtout s'assurer qu'ils sont au moins aussi bons que des profils existants...

Mais l'important est, je l'espère, acquis : si maintenant vous savez décoder une polaire, alors vous pourrez utiliser les fonctions d'une soufflerie numérique sans difficulté, puisque vous saurez interpréter les résultats qu'elle délivre.

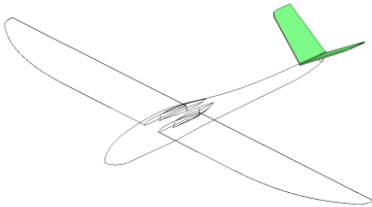
Bien sûr, on pourrait être tenté de croire à un hypothétique profil « *qui va bien partout* », traînant très peu sur une large plage de portance aussi bien positive que négative, et bien sûr quel que soit le Reynolds considéré. Mais, comme on l'a entraperçu auparavant, le profil miracle n'existe pas, tout est affaire de compromis : un profil très bon en gratte (Cz max élevé et Cx mini positionné à Cz assez élevé) sera très probablement mauvais à faible Cz (vol dos, évolutions à vitesse élevée), tandis qu'un profil adapté aux faibles Reynolds sera médiocre sur un gros modèle.

Ce n'est donc pas le « *meilleur profil à la mode* » qu'il faut choisir pour son modèle, mais un profil bien adapté au domaine de vol dudit modèle.



Le Fractale, petit planeur de 60" à incidence intégrale conçu par l'auteur, démontre qu'il est possible de concilier performances élevées et méthodes de construction simples et éprouvées. Le tout avec des qualités de vol irréprochables, ce qui est finalement le plus exigeant, particulièrement avec un petit modèle.

4.4 Dimensionner l'empennage



L'empennage est un ensemble de petites voilures, appelées dérive pour le plan vertical et stabilisateur (ou stab) pour le plan horizontal. Dans le cas d'un empennage en V, il n'y a pas de dérive ou de stabilisateur, chacun des deux demi-empennages jouant à la fois ces rôles.

L'empennage remplit plusieurs fonctions :

- Axe de lacet (plan vertical) : la fonction est évidemment de stabiliser et de contrôler cet axe. Généralement, on utilise un plan vertical, mais certains appareils spécifiques (maquettes, remorqueurs) peuvent en utiliser deux.
- Axe de tangage (plan horizontal) : c'est un peu la même chose, mais en moins simple. En effet, du point de vue tangage, le stabilisateur n'est jamais neutre : il est soumis au sillage de l'aile (air dévié vers le bas) qui varie suivant la vitesse et le positionnement du stab par rapport à l'aile, ainsi qu'au moment de l'aile (en fait du profil) lui aussi variable en fonction de la vitesse. Le dimensionnement du stab doit donc prendre en compte tous ces paramètres pour un résultat correct.

Généralement, un empennage se trouve à l'arrière de l'avion, mais peut être partiellement ou totalement absent (aile volante classique avec dérive, ou aile Horten sans dérive), ou bien découplé dans le cas d'un canard avec le plan horizontal placé à l'avant et le plan vertical à l'arrière. Mais on ne peut pas disposer le plan vertical à l'avant, car cela place le foyer de lacet (effet girouette) devant le centre de gravité, avec à la clé un comportement instable en lacet.

4.4.1 Les différents types d'empennage

Avant de dimensionner l'empennage, encore faut-il choisir sa formule. Il y a les fervents partisans de l'empennage en V, ceux qui ne jurent que par l'empennage en croix, tandis que les amateurs d'empennage en T le trouvent plus élégant que les autres. Bref, beaucoup de passionnel, duquel nous allons nous éloigner pour rester factuel. Encore une fois, cassons un mythe : l'empennage miracle n'existe pas ! La preuve la plus flagrante se voit en compétition planeur ou racer, où la recherche de la meilleure performance est permanente, et pour laquelle aucune formule d'empennage n'a démontré de différence flagrante par rapport à l'autre.

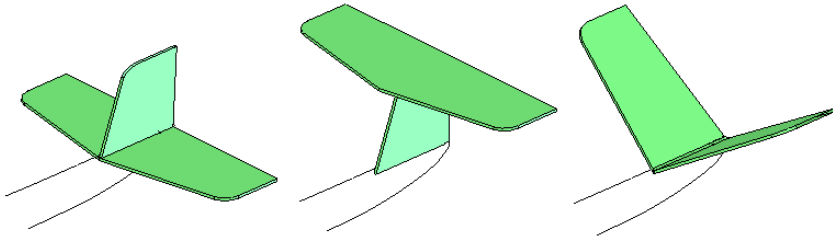


Fig. 44, différentes configurations d'empennage

Voici les avantages et inconvénients de chacun :

- Empennage en croix (ou cruciforme) : c'est le plus classique, à la fois facile à construire et ne souffrant pas de défaut majeur. La hauteur du plan horizontal par rapport au fuselage peut être plus ou moins importante : être proche du fuselage simplifie la construction mais augmente un peu la traînée de la zone de jonction entre le stabilisateur et le fuselage plus la dérive (qualifiée d'interaction ou de raccordement), tandis que les machines de perfo voient souvent leur plan fixe positionné au premier tiers de la dérive.
- Empennage en T : il fonctionne exactement de la même manière que l'empennage en croix mais est en théorie légèrement meilleur grâce à une traînée de raccordement avec la dérive plus faible (pas de raccordement à l'extrados) et une meilleure efficacité grâce à une moindre déflexion de sillage. Côté négatif c'est une masse suspendue en haut de la dérive, ce qui pose souvent des problèmes mécaniques au pied de dérive lors d'atterrissages un peu rudes.
- Empennage en V : très souvent décrié pour une relative paresse en lacet et parfois un mauvais découplage entre les axes de lacet et de tangage, il est surtout mal compris et plus exigeant en termes de réglage que les deux autres formules de stabilisateur. Mais bien dimensionné et réglé, il se révèle tout aussi efficace, avec pour avantages un bon dégagement par rapport au sol et une plus grande simplicité de construction et d'implantation. Par contre, on lui attribue des vertus de légèreté, ce qui est erroné à iso-efficacité.

4.4.2 *Equivalence V / classique*

Dans le cas particulier de l'empennage en V, il n'existe pas de plan horizontal ou vertical, ce sont les projections de l'empennage sur ces plans qui jouent ce rôle. De prime abord, on pourrait penser que l'équivalence entre un empennage normal et son équivalent en V se résume à une projection simple, mais en réalité les choses sont un peu plus compliquées (fig. 44) :

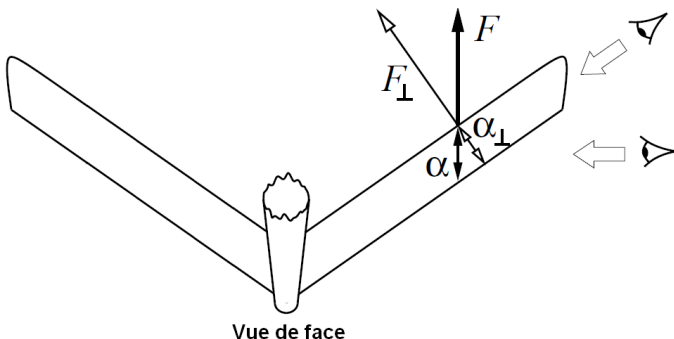


Fig. 45, projection de la portance sur un empennage en V (croquis Mark Drela)

Soit β (bêta) l'ouverture de l'empennage en V. En premier lieu, la force de portance de chaque demi-empennage étant perpendiculaire au plan de chacun, la résultante verticale (jouant sur l'axe de tangage) est donc projetée en $\sin(\beta/2)$: c'est la projection classique. Seulement, lors d'une variation d'incidence de cet empennage autour de l'axe de tangage, la variation réelle d'incidence –donc de portance- de chaque demi-empennage (en le regardant le long de son envergure et non de côté) est elle aussi projetée, avec un facteur $\sin(\beta/2)$.

Du point de vue tangage, l'équivalence géométrique réelle entre normal et V est donc en $\sin^2(\beta/2)$. C'est exactement la même chose pour l'équivalence sur le plan vertical (lacet) en $\cos^2(\beta/2)$, à la différence qu'elle sera une conséquence du choix des dimensions du plan horizontal et de l'ouverture.

Chose remarquable, cette équivalence en \sin^2/\cos^2 conduit à un empennage en V de même surface mouillée qu'un empennage classique équivalent. En conséquence, la traînée et la masse de ces deux empennages équivalents sont sensiblement les mêmes.

Le plan horizontal étant dicté par des contraintes fortes (cf. ci-après), l'ouverture d'empennage devient une variable d'ajustement pour ajuster l'axe de lacet. Deux approches sont possibles, suivant que l'on recherche une bonne efficacité en lacet ou un gain de masse et de traînée. Dans le premier cas on utilisera une ouverture de 90° , tandis que dans le second cas l'ultra-classique 110° est parfaitement adapté.

Pour conserver un allongement équivalent correct, on répartira l'équivalence à la fois sur l'envergure et les cordes. On aura donc la relation suivante entre les dimensions (cordes, longueurs des panneaux) des deux variantes d'empennage (C = empennage classique, V = empennage en V) :

$$\dim_C = \dim_V \cdot \sin(\beta / 2)$$

Pour les allergiques aux mathématiques, voici les valeurs correspondant aux ouvertures de stab les plus courantes :

- 110° : coefficient d'équivalence = $\sin(55) = 0.82$
- 90° : coefficient d'équivalence = $\sin(45) = 0.71$

A noter que l'empennage en V fait intervenir deux effets antagonistes lors d'une action de la commande de lacet : d'un côté un dérapage en lacet, identique à celui d'une dérive normale, et de l'autre un couple de roulis inverse au virage (comme deux mini ailerons). Une dérive normale génère aussi ce couple, mais de manière approximativement moitié moindre (une seule gouverne contre deux). Cela impose généralement d'augmenter un peu le dièdre de l'aile pour conserver une bonne efficacité en roulis induit avec un empennage en V.

Pour ce qui suit, nous allons travailler uniquement sur un empennage classique, il suffira ensuite d'utiliser les règles ci-avant pour le transformer en un empennage en V équivalent.



Le F3K est un domaine de recherche très actif, en particulier sur la forme de l'empennage typiquement en croix avec sous-dérive et doté d'allongements très divers. On rencontre aussi des empennages en X ou cette variante en V inversé conçue en 2009 par l'auteur et validé par des essais comparatifs à iso-conditions grâce à un système de montage rapide de tube de queue. D'autres expérimentateurs ont aussi eu la même idée, comme en Pologne où ce stab est utilisé avec succès depuis début 2011.

4.4.3 Volume et Cz de stab

Pour dimensionner le plan horizontal ou stabilisateur, nous allons utiliser la notion -géométrique- de volume de stab, sur la base du schéma suivant (fig. 46), dans lequel les emplantures des ailes et du stabilisateur ont été accolés au même axe (important pour la suite) :

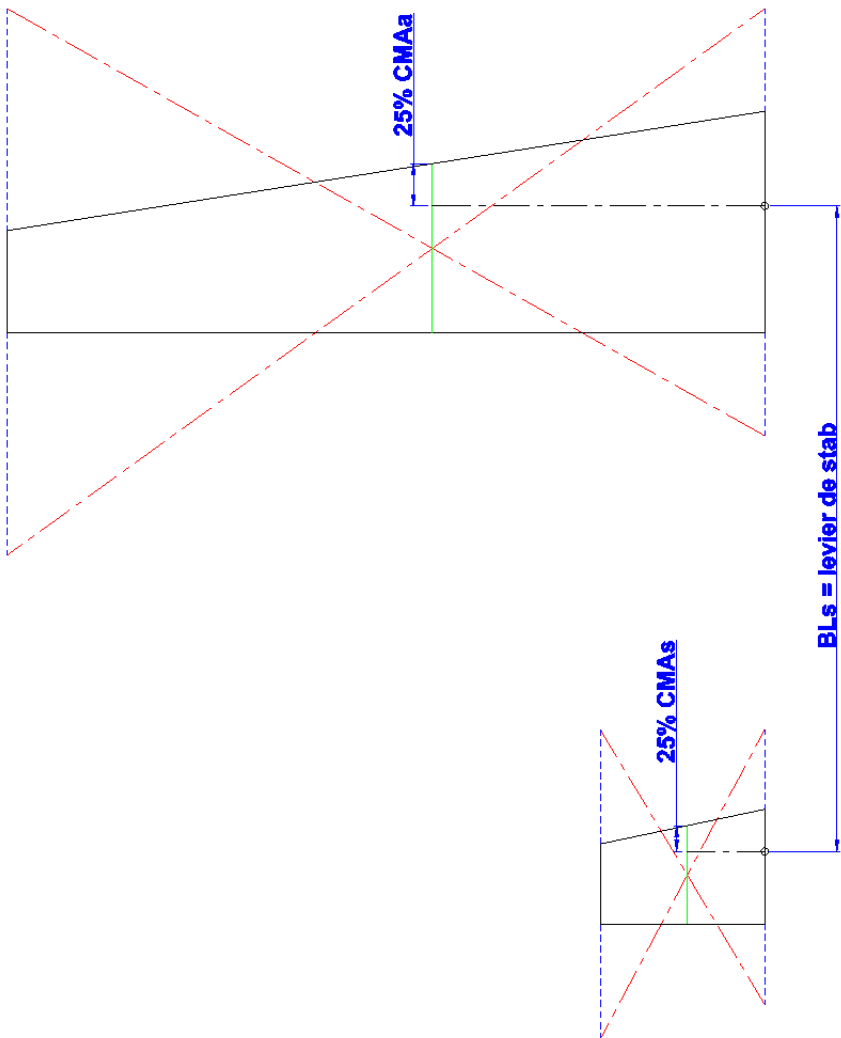


Fig. 46

La formule du volume de stab est la suivante :

$$V_s = \frac{BL_s \cdot S_s}{CMA_a \cdot S_a}$$

Avec : BL_s = distance entre les foyers aile et stab, S_s = surface stab, C_{moy} = corde moyenne aile, S_a = surface aile. Le foyer et la surface du stab se calculent bien entendu de la même manière que pour l'aile (fig. 25).

Le principe du volume de stab est assez intuitif à comprendre :

- Un petit stab très éloigné de l'aile est équivalent à un grand stab proche de l'aile.
- Une aile de petite surface avec une grande corde moyenne aura un moment de tangage (donné par le profil) aussi important qu'une aile de grande surface avec une petite corde moyenne.

Le dimensionnement du volume de stab consiste, dans le principe, à trouver un compromis entre sa traînée et un fonctionnement sain. Ce dernier se caractérise par la capacité du stabilisateur à équilibrer le moment de l'aile sur toute l'enveloppe de vol, que ce soit en palier ou sous facteur de charge. Si le volume de stab est trop petit, le stabilisateur va avoir du mal à « tenir » l'aile voire risque de décrocher dans certaines phases de vol, tandis que trop grand il va générer de la traînée inutile. D'autre part, un volume de stab trop important pose aussi un problème de centrage en reculant le foyer du modèle complet (cf. §4.6), ce qui in fine contribue aussi à trop solliciter le stab. L'optimisation fine du volume de stab est donc complexe, car faisant intervenir autant le profil d'aile que le centrage ou le domaine de vol du modèle. Pour ce dernier point, un exemple : un voltigeur fera souvent travailler l'aile à des C_z négatifs importants (boucle dos) alors qu'un appareil de début ne volera que rarement à des C_z d'aile négatifs.

Cette optimisation étant une question de portance de stab, c'est l'occasion d'apprendre à la calculer. En voici la formule, déduite de l'équilibre des moments autour du centre de gravité en négligeant l'effet du fuselage (fig. 47) et un éventuel C_{m0} de profil de stab (généralement symétrique, donc $C_{m0} = 0$).

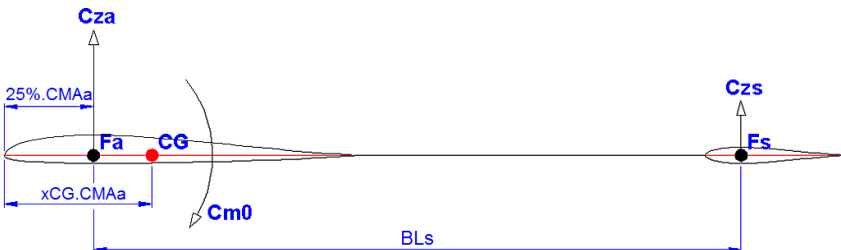


Fig. 47

Coefficient de portance du stabilisateur :

$$Cz_s = \frac{S_a \cdot CMA_a (Cz_a \cdot (xCG - 0,25) + Cm0)}{S_s \cdot (BL_s - CMA_a \cdot (xCG - 0,25))}$$

Si la distance CG / foyer aile est suffisamment petite devant le bras de levier du stabilisateur, on a :

$$Cz_s \approx \frac{Cz_a \cdot (xCG - 0,25) + Cm0}{Vstab}$$

Avec : xCG = position relative du CG sur la corde moyenne (ex : 0.3 si position = 30%), Cm0 = Cm0 du profil d'aile et Cza = Cz aile.

Dans les faits, on constate généralement que la réduction de la traînée de stabilisateur passe avant tout par la réduction de sa surface mouillée. En conséquence, l'optimisation du volume de stab peut donc se résumer à la réduction du Cz de stab sur toute l'enveloppe de vol afin de garantir un fonctionnement sain. Cette réduction peut se faire soit de manière itérative sur XFLR5 ou PredimRC, par essai de différents volumes de stab pour identifier celui qui donner une courbe de Czs la plus réduite possible, soit formellement. Pour ce dernier point, on calculera Vs pour que Cz de stab soit nul au Cz moyen de vol de l'aile, ce qui répartit également la charge de stab de part et d'autre de ce Cz moyen et minimise donc les Cz extrêmes du stabilisateur.

Si Czs = 0, alors on a :

$$Cz_a \cdot (xCG - 0,25) + Cm0 = 0$$

En utilisant la formule simplifiée de xCG (cf. chapitre centrage §4.6.1), avec une marge statique nulle (xCG = xF) qui représente le cas plus défavorable), on trouve alors :

$$V_{s\ opti} \approx \frac{1}{Ceff_s} \left(K_f - \frac{Cm0}{Cz_a\ moy} \right)$$

Avec : Ceffs = coefficient d'efficacité relative du stab, Kf = coefficient de correction du fuselage.

Le Cz moyen de vol peut être défini en considérant a priori le domaine de vol de l'appareil, 0.3 étant une valeur assez représentative de la majorité des applications tandis que 0.15 convient relativement bien aux machines de voltige. Une approche plus fine est proposée par Thierry Platon dans sa publication sur

l'optimisation du volume de stab, et consiste à utiliser la moyenne des deux Cz de décrochage (positif et négatif, à relever sur les polaires) du profil pour borner le domaine de vol réel de l'appareil :

$$Cz_{a\ moy} = A_a \cdot \frac{Cz_{p\ max} + Cz_{p\ min}}{2}$$

Par défaut, on pourra utiliser la table générique suivante, obtenue avec des valeurs très classiques (Ceffs = 0.6, Cf = 0.1) et constituant une base de travail relativement correcte :

Cm0 Profil	Vs @ Cza moy. = 0.15	Vs @ Cza moy. = 0.30
-0.02	0.4	0.3
-0.04	0.6	0.4
-0.06	0.8	0.5
-0.08	-	0.6
-0.10	-	0.7
-0.12	-	0.8

Dans le cas d'un appareil à fuselage assez large (Cf = 0.15) comme par exemple un avion d'entraînement, on ajoutera 0.1 aux valeurs génériques pour prendre en compte l'effet du fuselage sur le centrage. Dans tous les cas, il n'est pas souhaitable de descendre en dessous d'un volume de stab de 0.3 car c'est le strict minimum pour bénéficier d'un amortissement longitudinal correct.

NOTA

- Cette approche ne fonctionnant plus avec les profils à Cm0 nul, utilisés typiquement sur les machines de voltige évoluant de manière identique sur le dos comme le ventre, des valeurs passe-partout de Vs de 0.5 pour un planeur et 0.6 pour un avion conviendront à la majorité des usages.
- La formule de portance du stab indique que, en palier, la portance de stab est en règle générale positive (dirigée vers le haut) à faible vitesse (fort Cza), nulle pour une vitesse (ou Cza) donnée et négative à vitesse plus élevée (faible Cza).
- Un CG est très avant (canard ou appareil conventionnel centré beaucoup trop avant) peut donner un Cz de stab important. Dans les cas extrêmes, lorsque que ce Cz est de même valeur que le Cz max supporté par le profil de stabilisateur, ce dernier n'est plus en mesure d'équilibrer l'appareil : c'est la définition de la limite avant de centrage. On notera que cette limite avant dépend de la charge alaire : plus l'avion est lourd et plus la plage de centrage utilisable (du foyer à la limite avant) est réduite.
- Cette formule met aussi en relief une constatation assez singulière : l'action à cabrer d'une phase de vol à forte portance (basse vitesse, virage serré, boucle) donne, si le CG est en arrière du foyer de l'aile (cas général), un stab

porteur, alors qu'intuitivement on penserait qu'il deviendrait déporteur sous l'action de la gouverne. Idem pour une action à piquer dans une phase à vitesse élevée. Ce paradoxe apparent disparaît en considérant l'action de la gouverne de profondeur comme un pilotage de la portance de stab à partir de sa portance d'équilibre en palier, elle-même conditionnée par la déflexion de sillage qui est proportionnelle à la portance. L'action de la profondeur va donc moduler cette portance sans forcément l'annuler ou l'inverser. Ce qui n'est pas intuitif de prime abord, mais tout à fait logique.

- Par la même occasion, on peut en déduire qu'un stabilisateur pendulaire (appelé aussi monobloc) traîne toujours un peu moins à forte portance d'aile que son équivalent classique à gouverne. En effet, le profil de ce dernier travaille de manière défavorable et donc traîne plus, étant braqué dans le sens de la portance (sa polaire est « décalée du « mauvais côté », cf. §5.3).
- La notion de volume de stab s'applique aussi bien à un modèle conventionnel qu'à un canard. Seul le signe de BLs change, et donc celui de Vs aussi, on considère qu'ils sont négatifs quand le stab est placé devant l'aile. Mais, dans ce cas particulier, on constate que quel que soient les efforts du concepteur, le plan avant -par nature- est particulièrement chargé dans les phases de vol à Cza élevé. Il est alors pertinent, en repartant de la formule complète de Czs, de travailler plutôt sur le Cm0 du profil d'aile pour soulager le stab et l'éloigner du décrochage.

4.4.4 Bras de levier de stab

Reste maintenant à trouver le bon compromis entre surface et levier de stab. Tout dépend du modèle : sur une semi-maquette, le levier est un paramètre plutôt fixé, on jouera alors sur la surface. Tandis que sur un modèle moins contraint, on fixera la surface de stab à environ 8 à 15% de la surface d'aile pour un planeur ou un racer et 15 à 25% pour un avion, pour en déduire alors le levier correspondant grâce à la formule de volume de stab :

$$BL_s = \frac{S_a}{S_s} \cdot CMA_a \cdot V_s$$

Avec : Sa/Ss = 0.08 à 0.25 comme défini ci-dessus.

Dans le cas de machines à vocation particulièrement voilière (planeurs de F3J ou F3K), on aura tout intérêt à augmenter le bras de levier de stab pour améliorer l'amortissement en tangage (notion abordée plus en détail à la fin de ce dossier). On choisira en conséquence une surface de stab plutôt faible, de l'ordre de 8 à 10% de la surface d'aile.

4.4.5 Allongement de stab

Une fois la surface définie, on retiendra pour l'allongement de stab (λ_s) une valeur standard de 5 à 7, voire environ 50% de celui de l'aile pour des raisons esthétiques si l'aile possède un faible allongement. Cet allongement pourra être augmenté dans le cas d'un canard dont le stabilisateur est aussi chargé que l'aile, de manière à réduire sa traînée induite. Dans tous les cas, cette valeur n'est pas critique. A l'image de l'aile, on pourra aussi utiliser un effilement de l'ordre de 0.6 pour améliorer le rendement de géométrie, ainsi qu'une flèche si possible peu importante. Sur ce dernier point, on pourra prendre comme principe d'avoir une flèche nulle à environ 66 à 75% (cf. 4.2.7) des cordes depuis le bord d'attaque, ce qui va simplifier le positionnement de l'articulation de la gouverne de profondeur.

4.4.6 Positionnement vertical

Pour clore le sujet du stabilisateur, un mot sur son positionnement vertical allant du stab en T (positionné au sommet de la dérive) au stab en croix (directement implanté dans le fuselage). Le stab étant placé derrière l'aile, on peut imaginer que plus le stabilisateur est placé haut, moins il subira la « perturbation » de l'aile. Cela est en partie vrai : l'aile déviant l'air par le bas, proportionnellement à son incidence (ou C_z), le stabilisateur va rencontrer une couche d'air d'autant plus inclinée qu'il est proche de l'aile et/ou placé bas, la déflexion de sillage, changeant ainsi (de l'ordre de quelques dixièmes de degrés) l'incidence réelle du stab. Parler de perturbation est en revanche largement infondé car le sillage d'une aile est en réalité relativement laminaire (écoulement uniforme), surtout du point de vue du stab qui est sensiblement plus petit que l'aile et ne subira donc pas les tourbillons marginaux de cette dernière.

Le seul point de vigilance concerne le vol aux grands angles, c'est-à-dire à forte incidence et donc proche du décrochage, le sillage direct de l'aile devenant alors plus épais et plus turbulent. Or, dans cette condition de vol, un stabilisateur en T ou en V a de grande chance de fonctionner dans ce sillage direct, qui va donc affecter son bon fonctionnement et minorer son efficacité. Contrairement à un stab en croix, qui lui s'en trouvera dégagé et fonctionnera donc dans une couche d'air plus propre, d'où l'utilisation systématique de ce type de stab sur les avions de voltige où l'on recherche le meilleur contrôle possible en tangage dans les conditions extrêmes de vol.

Il en va tout autrement de la formule canard, dont l'aile travaille de manière non uniforme : la zone placée en aval du stabilisateur va subir les tourbillons marginaux et le sillage de ce dernier, affectant alors localement son fonctionnement. Contrairement aux idées reçues, la formule canard est donc aérodynamiquement moins propre qu'une formule classique.

4.4.7 Dérive

Passons maintenant au plan vertical assurant la fonction de dérive, nettement moins critique que le plan horizontal. On retiendra comme base de départ une surface égale à 60% de celle du plan horizontal, toujours avec une flèche nulle à 66-75% de la corde. Exactement comme pour une aile, l'effilement pourra être d'environ 0.6 pour limiter la traînée quand la dérive génère de la portance (gouverne braquée ou dérapage en lacet). La corde d'emplanture sera comprise approximativement entre 100% et 120% de celle du plan horizontal. On l'aura compris, ce dimensionnement est inclus de facto dans le cas de l'empennage en V par le biais du dimensionnement du plan horizontal et de l'angle d'ouverture.

Pour une machine de voltige, on positionnera environ un tiers de la surface de la dérive sous le plan horizontal passant par l'aile, de manière à réduire le roulis induit inverse.

Pour les machines voilières, toujours pour des questions d'amortissement cette fois en lacet, on pourra retenir un bras de levier de dérive supérieur à celui du stabilisateur. Cette configuration est particulièrement intéressante en F3K, dont la dérive est extrêmement sollicitée lors du lancé, nécessitant une grande efficacité en lacet pour perdre le moins d'énergie possible dans cette phase.

Dans le cas d'une aile volante, faute de disposer d'un stabilisateur comme référentiel de calcul, le dimensionnement de la ou des dérives nécessite d'aborder la notion de foyer latéral et donc de stabilité latérale. Cela est détaillé dans le paragraphe 4.6.2.

4.4.8 Profil d'empennage

La règle communément admise veut qu'un modèle « élaboré » utilise systématiquement un profil de stabilisateur et de dérive, de manière à limiter sa traînée. Si cette règle est vérifiée pour la majorité des appareils, elle n'est pas du tout indispensable, voire vraie, pour ceux de petite taille (disons moins de 1m50 d'envergure), pour deux raisons : les Reynolds rencontrés par le stab sont faibles tout comme sa portance (C_{zs} = environ 10% à 15% du C_{za} quand le modèle est bien conçu). Dans ce contexte, un profil planche fin (environ 5 à 6% d'épaisseur relative) fonctionne aussi bien qu'un vrai profil, voire mieux sur des micro-modèles type Crobe à cause des très faibles Reynolds rencontrés, le bord d'attaque vif jouant un rôle de turbulateur (cf. §5.5). Il n'y a donc aucune raison valable de se compliquer la vie avec un profil de stabilisateur sur des petits modèles.

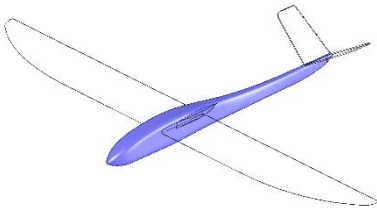
Pour les modèles plus grands, on choisira dans les cas courants un profil type NACA symétrique, avec une épaisseur relative d'environ 2/3 de l'épaisseur relative du profil d'aile. Dans le cas d'un stabilisateur très chargé ($C_{zs} > 0.3$ sur une part importante de l'enveloppe de vol), on pourra éventuellement utiliser un

profil asymétrique pour avoir une traînée mini du profil de stab autour de ce C_z . C'est généralement le cas sur les canards, dont la formule aérodynamique charge beaucoup le stab, avec généralement un C_z de stab équivalent au C_z d'aile.



Ce micro-planeur SZD-55 de l'auteur utilise un profil de stab planche, aussi performant sinon plus qu'un profil classique à échelle réduite.

4.5 Le fuselage



Le fuselage a un rôle de liaison avec les différents éléments que sont le moteur, les ailes et le stabilisateur, et un rôle de conteneur pour la radio, les accus ou le réservoir de carburant. Son impact aérodynamique est souvent mal compris, voire ignoré, beaucoup de modélistes pensant que le fuselage est « neutre ». Rien n'est moins vrai, car,

comme on l'a vu au tout début, le fuselage suit l'incidence de l'aile. En conséquence, une manœuvre à incidence importante (disons 6 à 8° pour un virage serré ou une boucle) mettra le fuselage « en travers » de l'écoulement, générant alors une traînée nettement plus importante qu'en ligne droite. C'est d'ailleurs l'un des atouts indéniables des modèles à incidence intégrale ou à snap-flap puisque le fuselage conserve à très peu de chose près le même axe de vol quelle que soit l'incidence aérodynamique des ailes.

Par la même occasion, le fuselage participe à l'équilibre des moments et influence le foyer du modèle, donc le centrage. De plus, c'est lui qui fournit la majorité de la portance en vol tranche, en équilibre avec la dérive. Bref, voilà qui est tout sauf neutre...

4.5.1 Profil

Le premier réflexe à acquérir est de toujours penser un fuselage en termes de profil. Et oui, on nous parle toujours de maître couple (section vue de face), alors qu'un fuselage est plutôt une forme continue de l'avant vers l'arrière. C'est comme un profil d'aile : mieux vaut un profil épais mais performant plutôt qu'un profil fin loupé : évident, mais...

L'intérêt de profiler le fuselage est double :

- Sa surface mouillée sera réduite, donc la traînée de friction associée aussi.
- Sa sensibilité à l'incidence sera réduite, avec une moindre augmentation de traînée à forte incidence.

Le profilage peut se faire en sortant l'artillerie lourde (pour qui en dispose...) avec un code de calcul CFD en 3D, ou beaucoup plus simplement : de manière empirique, en sollicitant notre bon sens pour tenter d'imaginer le cheminement des filets le long du fuselage. On s'arrangera donc pour faire filer en douceur et harmonieusement les contours de l'avant vers l'arrière, en évitant les pentes trop prononcées, les marches et les obstacles, gros générateurs de traînée. On retiendra aussi une règle simple : que ce soit vue de dessus ou vue de côté, on positionnera l'épaisseur maximale du fuselage à environ 25% de sa longueur.

Par la même occasion, on déterminera l'allure du fuselage souhaitée en palier, légèrement queue haute pour donner un visuel agréable en vol et laisser un peu de marge d'incidence à cabrer sans trop de traînée supplémentaire. Sur le dessin, l'attitude en palier ainsi fixée est ensuite matérialisée par un trait horizontal sur la vue de côté, ce sera la ligne de référence du fuselage.

4.5.2 Maître-couple

Une fois cet exercice fait, on peut bien sûr travailler sur le maître couple pour réduire la surface mouillée et faciliter l'écoulement autour du fuselage sous incidence. On cherchera particulièrement à réduire la largeur du fuselage et à arrondir les angles car ces deux aspects sont les principaux contributeurs à la traînée du fuselage quand celui-ci a de l'incidence par rapport à l'air. Dans le cas particulier des planeurs F3K, où une grande partie de l'énergie du lancé est dissipée par la forte traînée du fuselage en dérapage durant cette phase, il est envisageable de faire l'inverse (fuselage plus large que haut), au détriment des performances en vol (sauf dispositif, type incidence intégrale ou volets de courbure, limitant la prise d'incidence du fuselage dans les différentes phases de vol). Encore une fois, tout est affaire de compromis pour avoir, sur la moyenne du vol, le meilleur résultat global.

Dans le cas de l'appareil servant d'exemple à ce dossier, le Crobe², on constate nettement cette recherche de profilage et de largeur réduite, indispensable pour obtenir de bonnes performances. Comme on l'a vu en introduction, le fuselage peut représenter jusqu'au tiers de la traînée d'un planeur de compétition pourtant profilé à l'extrême, alors on peut imaginer sans peine le résultat quand il s'agit d'un modèle moins affûté. Certains avions de début sont par exemple dotés de fuselages énormes, qualifiés d'ailleurs de caisses à savon, ce qui est une véritable hérésie : qui dit traînée supplémentaire dit nécessairement moteur plus puissant, donc masse plus importante, donc vitesse d'atterrissage plus importante... C'est un cercle vicieux dont le débutant fait les frais, alors qu'il lui faut avant tout un appareil léger (moins d'inertie en cas de choc) et capable de voler très doucement. Le pire est que ce genre de fuselage ne se justifie même pas par le matériel embarqué, celui-ci nageant allègrement dans ce grand volume vide, avec en plus le risque d'être mal calé (un accu de réception qui se « balade » est monnaie courante et peut engendrer quelques problèmes de centrage).

4.5.3 Bras de levier

Le dimensionnement du stabilisateur nous ayant permis de définir son bras le levier, donc la longueur arrière du fuselage. Il ne nous reste plus qu'à définir la longueur avant. Cette distance est définie à partir du foyer de l'aile jusqu'à la pointe avant, distance que l'on fixera dans la mesure du possible entre 30 à 40% (fig. 48) de la distance foyer aile / foyer stabilisateur.

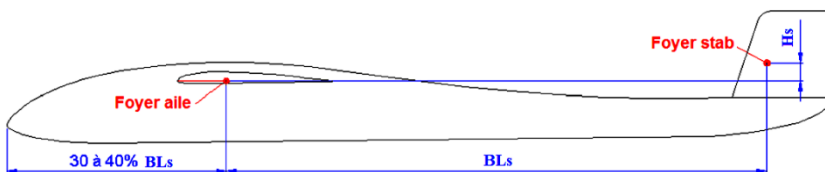


Fig. 48

Ce point n'est pas tout à fait anecdotique car il a des conséquences sur la stabilité longitudinale, donc le calcul du CG (cf. §4.6.1 et §5.7), ainsi que sur les performances. En particulier, un trop grand bras de levier avant va -par son effet déstabilisant- contribuer à solliciter excessivement le stabilisateur, qui traînera plus. Cela joue aussi sur le foyer latéral, important tant pour la stabilité en lacet que pour les évolutions en vol tranche.

4.5.4 Positionnement vertical

Le positionnement vertical du fuselage par rapport à l'aile, se traduit par les expressions consacrées d'ailes « basses », « médianes » ou « hautes ». Les premiers critères qui viennent naturellement à l'esprit dans le cadre d'une conception perso sont la facilité d'implantation du train (sur le fuselage ou l'aile), l'esthétique, l'accessibilité à la radiocommande, le mode d'implantation des ailes (élastiques, vis, clés traversantes), etc. Du point de vue du comportement, ce positionnement importe assez peu, mis à part en vol tranche où une aile médiane réduit les effets induits entre axes dans cette phase de vol. On peut souvent lire qu'un appareil à « ailes hautes » est plus stable que son équivalent à « ailes basses » car son centre de gravité sera situé un peu plus bas par rapport à l'aile, mais en réalité cet effet est anecdotique la plupart du temps et n'est donc pas un critère de conception pour la majeure partie des applications. Seuls les ULM pendulaires ou les parapentes peuvent réellement le ressentir à cause de l'importante distance verticale entre le centre des masses et l'aile.

A contrario, l'implantation de l'aile vis-à-vis du fuselage a un impact sensible sur les performances. Une étude très intéressante, car directement applicable à nos modèles réduits, est proposée dans la base de connaissance de l'Université du Maryland : <http://drum.lib.umd.edu/handle/1903/8141>

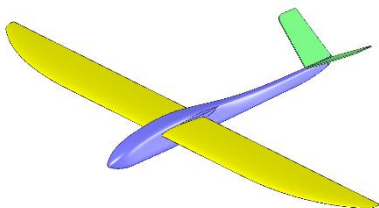
Elle démontre expérimentalement que la configuration qui affecte le moins le fonctionnement de l'aile consiste en une aile implantée en position haute avec l'intrados tangent à l'extrados du fuselage. Les autres configurations testées (aile médiane, aile sur pod type F3K plus ou moins haut) se révèlent moins efficaces, tant en portance max qu'en traînée, avec pour cette dernière des écarts parfois significatifs.

Dans le même registre, le Naca Report n° 678 comporte aussi beaucoup d'informations sur ce sujet.



Le Wasabi est un planeur de voltige, conçu par Thierry Platon, Jérôme Bobin et François Lorrain, qui bénéficie d'une étude poussée du fuselage pour les phases de vol tranche (photo Jérôme Bobin).

4.6 Les réglages



Les réglages s'étudient dans un ordre bien précis, d'abord le CG puis les calages. En effet, si ce premier ne dépend que de la géométrie de l'appareil, les calages de l'aile et du stab dépendent non seulement de la géométrie, mais aussi des profils et du CG retenu. Cet enchaînement est aussi à la base de la méthodologie de mise au point détaillée au chapitre 4.8.

4.6.1 Centrage et foyer

Nous avons vu en §2.13 le principe du foyer, qui conditionne le centre de gravité (CG). Il nous reste maintenant à voir comment le calculer. Pour cela, nous allons reprendre la vue de dessus du modèle (fig. 46) qui positionne les foyers d'aile et de stabilisateur pour en déduire leur foyer commun, puis ensuite nous intégrerons les effets du fuselage pour trouver le foyer global du modèle. Le centre de gravité sera positionné juste devant.

Au préalable, plusieurs coefficients doivent être déterminés :

Marge statique (ms) : c'est la distance entre le foyer global et le CG, rapportée à la corde moyenne aérodynamique de l'aile, qui conditionne le niveau de stabilité. Sa valeur typique va de 0% pour un appareil neutre (voltige) à environ 10% pour un appareil très stable, avec généralement 3 à 5% pour les applications courantes. La marge statique utilisable peut être plus importante, dans la limite de centrage avant définie en §4.4.3 (rubrique « nota »), mais c'est sans intérêt et même pénalisant en modèle réduit (cf. §2.13). Dans le cas présent, nous utiliserons une valeur de 5% pour couvrir les petites approximations opérées ici. Au pire, cela donnera un CG un peu trop avant, ce qui sera sans gravité et conviendra parfaitement pour un premier vol en toute sécurité.

Correction de foyer du fuselage : elle permet de prendre en compte son moment déstabilisateur lié à l'incidence. Même si cette correction dépend intimement des dimensions et de la position du fuselage et peut sensiblement varier en fonction de ces paramètres, une valeur forfaitaire de 10% (de la corde moyenne aérodynamique) dans le cas d'un fuselage fin et 15% pour un fuselage large donne un résultat relativement correct dans la majorité des cas.

Coefficient d'efficacité relative du stab (Ceffs) : établi relativement à l'aile, il intègre dans la variation de portance du stabilisateur la différence d'allongement avec l'aile et l'effet du sillage. Une valeur de 0.6 pourra être utilisée en première

approximation pour les cas généraux tandis que, pour être plus précis, on fera appel à la formule suivante :

$$C_{eff_s} = \frac{dC_{z_s}}{dC_{z_a}} = \frac{0,11 \cdot (1 - \varepsilon') \cdot A_s}{0,11 \cdot A_a} = (1 - \varepsilon') \cdot \frac{A_s}{A_a}$$

Avec :

Coefficients d'efficacité propres de l'aile et du stab (cf. §2.14.1) :

$$A_a = \frac{\lambda_a}{2 + \lambda_a} \quad \text{et} \quad A_s = \frac{\lambda_s}{2 + \lambda_s}$$

$$\text{Coefficient de déflexion (Munk, cf. §2.14.3) : } \varepsilon' = \frac{4}{2 + \lambda_a}$$

Même si cette formule du coefficient de déflexion fonctionne plutôt bien dans la majorité des cas, il est possible de faire mieux grâce à la formule de Toussaint améliorée par l'auteur, qui prend en compte la position du stabilisateur dans le sillage d'aile.

Coefficient de déflexion (Toussaint +) :

$$\varepsilon' = \frac{1}{2 + \lambda_a} \cdot \left(4,5 - \frac{BL_s + 5 \cdot H_s}{\lambda_a \cdot CMA_a} \right)$$

Avec : BLs et Hs = distances axiale et verticale entre les foyers aile et stabilisateur (fig. 46), CMAa = corde moyenne aérodynamique de l'aile.

Attention : ces formules donnent un coefficient de déflexion moyen et ne sont donc valables que dans le cas d'un stabilisateur d'envergure sensiblement inférieure à celle de l'aile, ce qui est le cas courant. Dans le cas d'une formule tandem (type Mignet), les résultats seront donc entachés d'une certaine erreur qui tendra à sous-estimer l'efficacité de la voilure aval (avec donc un foyer calculé plus avant que le foyer réel).

Muni de ce coefficient d'efficacité relative du stab, il devient possible de trouver (fig. 49 et 50) le foyer aile / stab, grâce au barycentre de leurs foyers pondérés par leurs surfaces respectives. Graphiquement, on trace à partir d'un axe central (sur lequel on aura « collé » les emplantures de l'aile et du stab), depuis les foyers d'aile et de stab, deux segments d'une longueur proportionnelle à la surface de l'élément opposé (par exemple 1cm pour 1 dm²), sachant que pour le stab il s'agit de sa surface multipliée par son coefficient d'efficacité relative. L'intersection de la droite qui relie les deux extrémités de ces segments avec l'axe central donne

alors la position du foyer aile + stab. En avançant ce foyer de 10 à 15% de CMAa pour tenir compte forfaitairement du fuselage, nous obtenons un foyer du modèle complet plutôt réaliste. Auquel nous ajoutons 5% de CMAa vers l'avance pour la marge statique, ce qui nous donne le CG.

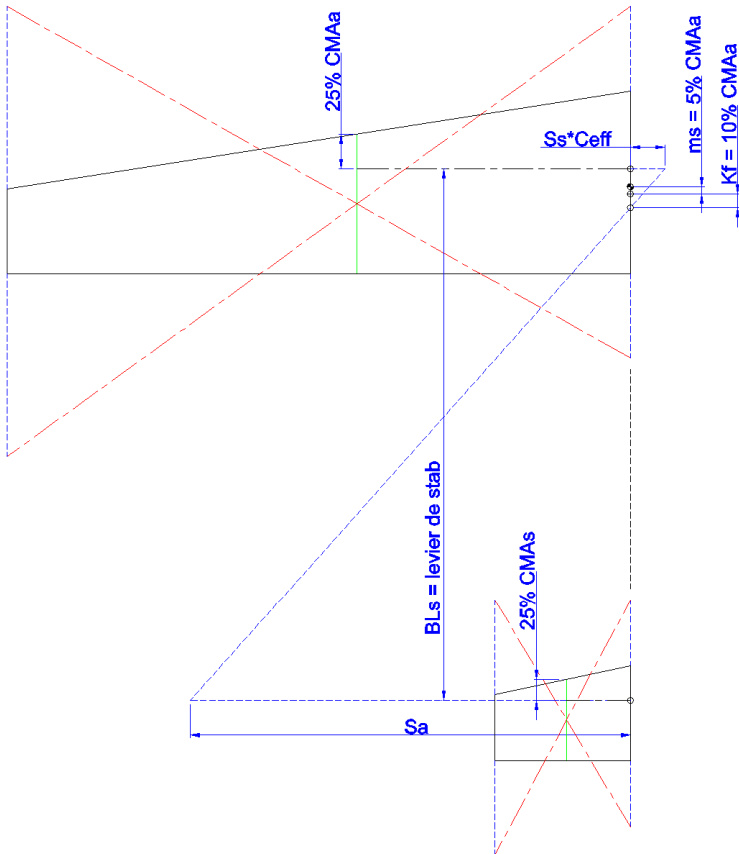


Fig. 49

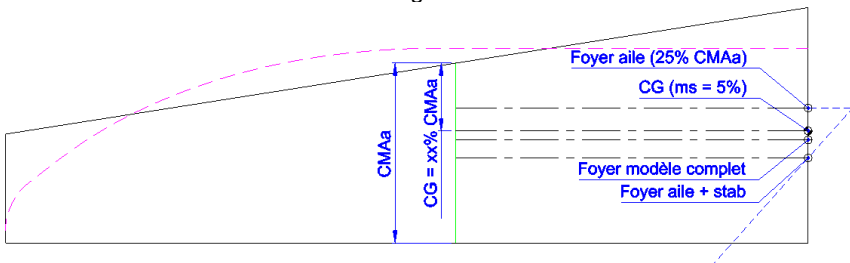


Fig. 50

Cette pondération peut aussi être réalisée de manière formelle, en calculant la position du foyer du modèle complet (idem tracé graphique ci-avant) sur la corde moyenne :

$$xF = 0,25 + \frac{BL_s \cdot S_s \cdot Ceff_s}{CMA_a \cdot (S_a + S_s \cdot Ceff_s)} - K_f$$

Soit, si $S_s \cdot Ceff_s$ est négligeable devant S_a :

$$xF \cong 0,25 + Ceff_s \cdot V_s - K_f$$

Avec : 0.25 = foyer aile (= 25% CMAa), K_f = coefficient de correction fuselage

Pour ce dernier, plutôt que les 10 à 15% forfaitaire proposés ci-avant, on pourra utiliser la corrélation suivante qui donne un résultat plutôt satisfaisant dans le cadre de la modélisation simplifiée de xF :

$$K_f \approx 0.15 \cdot (0.3 + V_s)$$

A noter que certains manuels d'aviation grandeur proposent une formule très simplifiée, dite de Lapresle, dont la filiation avec l'équation générale de xF -qu'on lui préférera- est évidente ($K_f = 0.075$ et $Ceff_s = 0.37$) :

$$xF \approx 0,225 + 0,37 \cdot V_s$$

Une fois le foyer de l'avion trouvé, on en déduit la position du centre de gravité sur la corde moyenne, en proportion de celle-ci :

$$xCG = xF - ms$$

Pour une manipulation plus aisée, ce résultat est ensuite reporté sur l'emplanture (le calcul de FIC_{moy} est détaillé dans le paragraphe 4.2.1) :

$$XCG = FL_{CMA_a} + xCG \cdot CMA_a$$

Quatre cas particuliers méritent une explication complémentaire :

- Empennage en V : on mesurera H_s à partir du point à 40% (par défaut) de la hauteur de la dérive.
- Canard : le stabilisateur étant placé devant l'aile, le coefficient de sillage ε' vaut 0 (en réalité, il est très légèrement négatif car l'aile voit le sillage du stab, qui réduit un peu son efficacité). Attention aussi au signe du volume de stab, il est négatif car le bras de levier entre le foyer aile et le foyer stab est l'inverse d'un modèle standard. Sur ces modèles, xF et xCG peuvent être négatifs (situés devant le bord d'attaque de la corde moyenne aérodynamique).
- Aile volante / delta : en l'absence de fuselage et de stabilisateur, le CG se place tout simplement 5% devant le foyer de l'aile. Dans le cas où un petit

fuselage existe à l'avant de l'aile, on pourra utiliser un coefficient de correction forfaitaire d'environ 3% de CMAa.

- Biplan : on déroulera les calculs tels que présentés ici avec une aile équivalente de caractéristiques suivantes :
 - Surface d'aile : somme des surfaces des deux ailes.
 - Foyer et corde moyenne aérodynamique : barycentres pondérés par leurs surfaces respectives (fig. 51), exactement comme entre une aile et un stab pour trouver leur foyer.
 - Allongement : moyenne des allongements pondérés par les surfaces.

$$\lambda_{\text{equiv}} = \frac{\lambda_{a1} \cdot S_{a1} + \lambda_{a2} \cdot S_{a2}}{S_{a1} + S_{a2}}$$

- Calage relatif des ailes : l'intrados de l'aile supérieure (en surpression) et l'extrados de l'aile inférieure (en dépression) s'influencent mutuellement, une correction est nécessaire pour que les deux ailes travaillent de manière homogène. Un calcul formel est donné par le NACA report n°362, mais il est trop complexe pour être détaillé ici. Par défaut, on appliquera une correction d'incidence à l'aile inférieure de +1.5° si les ailes sont placées au même niveau longitudinal, +1° si l'aile inférieure est reculée d'environ 25% de sa corde par rapport à l'aile supérieure et +0.5° pour un recul de 50% de corde.

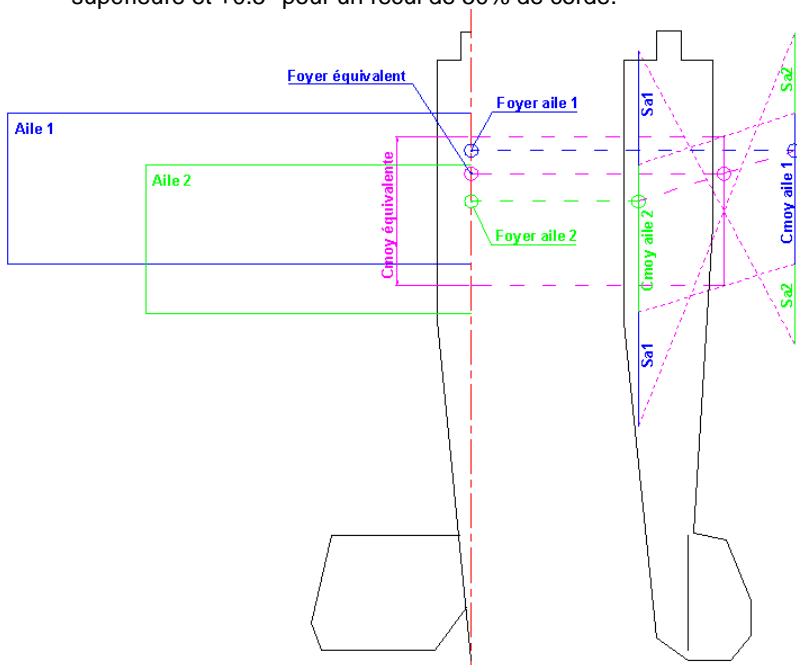


Fig. 51

NOTA

- Le terme C_{effs} Vs peut être défini comme étant le volume de stab aérodynamique, par similitude avec Vs qui est le volume de stab géométrique.
- Le calcul de C_{effs} reposant uniquement sur la géométrie de l'avion, il est implicite que cette géométrie ne doit pas varier en vol (pour que le calcul reste représentatif). Or, ce n'est pas toujours vrai, les composants de l'avion n'ayant pas une rigidité mécanique infinie. En particulier, une poutre de queue ou un stabilisateur trop souples, respectivement en flexion et en torsion, introduiront de facto un abattement sur ce coefficient, avec la nécessité dans ce cas de centrer plus avant que prévu. Ceci étant posé, il est éminemment préférable de résoudre la souplesse de la poutre, de manière à s'économiser divers désagréments annexes (flutter, imprécision de pilotage, etc.).
- La marge statique est aussi égale à $-dC_{m@CG}/dC_z$, c'est à dire l'opposé de la pente de la courbe $C_{m@CG}$ (coefficient de moment global autour du CG) en fonction de C_z . Cette pente est négative pour un appareil stable, nulle pour un appareil neutre, et positive pour un appareil instable, tandis que la courbe est une droite quand le profil fonctionne normalement. Cette représentation est utilisée dans certains logiciels, avec une droite par moment (aile, stab, éventuellement fuselage, plus modèle complet), on retiendra que l'important n'est pas tant le faisceau de droites que présente ce logiciel mais uniquement la pente de la droite C_m/C_z du modèle et le point d'intersection de cette droite avec l'axe de l'ordonnée (C_z d'équilibre du modèle, cf. 4.1 et 4.6.3).
- Nous pouvons remarquer que la valeur de centrage dans le cas d'un avion de proportions ultra-classiques ($V_s = 0.45$, $C_{effs} = 0.5$, $C_f = 0.10$) est le non moins archi-classique tiers de la corde (moyenne, à ne jamais oublier !). L'honneur est sauf, mais il ne faut surtout pas perdre de vue que cette valeur de CG n'est que la conséquence d'un type de géométrie de modèle. Modifier cette géométrie, particulièrement le volume de stab, change la position du foyer, donc du CG. La preuve, encore une fois, avec les avions canard dont le CG est fatalement plus avant que le foyer aile à 25% de la corde moyenne, puisque le stabilisateur est placé devant l'aile.
- Un calcul plus précis du centrage nécessite une prise en compte plus fine du fuselage. Cela sera abordé à la fin de ce dossier, mais les équations qui en découlent rendent le calcul manuel délicat. Encore une fois je recommande chaudement l'utilisation de PredimRC pour cela. En effet, grâce aux travaux de Thierry Platon qui a beaucoup œuvré sur ce sujet, ce logiciel calcule le CG et les calages de la majorité des modèles avec un degré de précision étonnant. XFLR5 permet aussi ce type de calcul, de manière itérative en essayant plusieurs CG jusqu'à trouver celui donnant une courbe de moment global (C_m/C_z) horizontale. L'horizontalité de cette courbe indique que le CG correspondant est neutre (= positionné sur le foyer du modèle) puisque le couple de rappel (C_m) de la girouette qu'est le modèle est indépendant de la portance (C_z), donc de l'incidence. Ces résultats sont à manipuler avec précaution car à ce jour la prise en compte de la portance du fuselage dans cet outil n'est pas encore satisfaisante.

Voici (fig. 52) quelques exemples de détermination de foyers / CG sur le logiciel PredimRC. Sans surprise, les positions de CG du modèle classique, de l'aile volante et du canard sont radicalement différentes, alors que ces appareils partagent strictement la même géométrie d'aile.

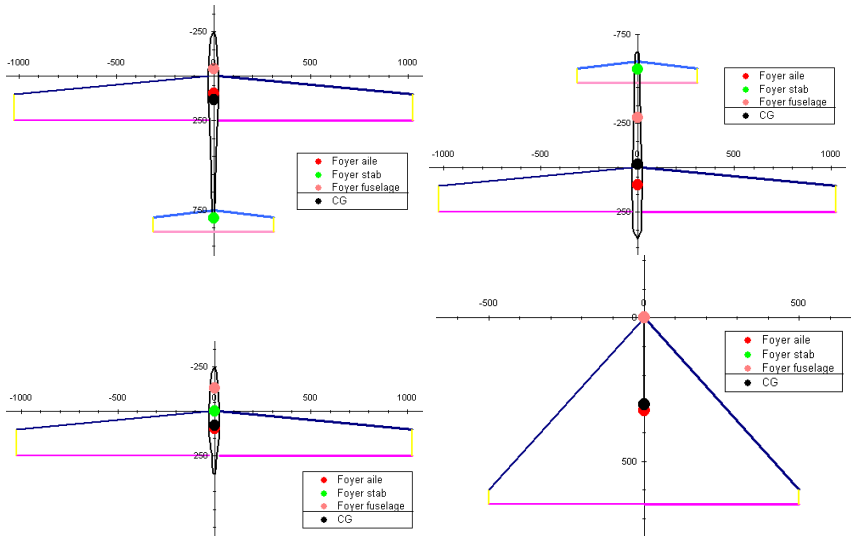


Fig. 52

4.6.2 Foyer latéral

Maintenant que nous avons placé le CG (donc 5% de CMA devant le foyer longitudinal) il convient de vérifier qu'il se trouve aussi devant le foyer latéral pour assurer une stabilité correcte en lacet. Pour cela, nous allons travailler sur la vue de côté du modèle et simplifier l'ensemble fuselage / aile en un rectangle de même longueur dont nous allons déduire la surface. Dans le cas d'une aile volante, c'est ni plus ni moins que le profil d'emplanture qui sera ainsi simplifié. Par défaut le foyer de cette surface sera considéré à 20% de la longueur du fuselage pour un avion normal et 40% pour un canard (ces valeurs tiennent compte de la forme moyenne d'un fuselage). La dérive sera elle aussi simplifiée en un rectangle dont le foyer est à 25%, puis nous réaliserons le même exercice de pondération graphique que pour le foyer longitudinal (mais sans coefficient d'efficacité).

Attention, pour un empennage en V il faut projeter la surface totale avec le cosinus au carré de la demi-ouverture de stab (cf. ci-avant les règles d'équivalence entre empennages normal et V), tandis qu'il faut sommer les différentes surfaces de dérive d'un appareil doté de plusieurs dérives distinctes.

Le résultat sera approximatif, mais néanmoins suffisant pour se faire une idée de la stabilité en lacet. Elle sera considérée comme correcte si le foyer latéral se trouve en arrière du foyer longitudinal (fig. 53), ce qui sous-tend une marge statique plus importante en lacet qu'en tangage.

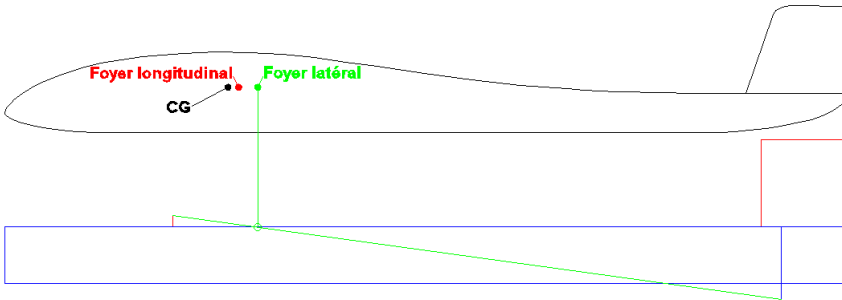


Fig. 53

L'exercice est trivial dans le cas d'un aéronef classique, mais peut devenir nettement plus intéressant dans le cas d'une aile volante ou d'un canard, sur lesquels le bras de levier de dérive (par rapport au CG) est souvent réduit. De même, certains avions (typiquement des jets) sont dotés d'un fuselage très proéminent à l'avant, nécessitant une forte surface de dérive à l'arrière pour conserver une stabilité correcte en lacet.

A défaut, il est envisageable d'avoir recours à des artifices de contrôle de la traînée de saumon d'aile, soit passif (principe des ailes Horten) soit actif (aérofreins en bout d'aile, comme sur l'aile volante B2), traînée dont la variation (augmentation du côté qui « avance » et, éventuellement, réduction du côté qui « recule ») génère un moment de rappel en lacet et assure ainsi la stabilité sur cet axe.



La tenue en lacet de ce Twister, parfaite à basse vitesse -malgré une surface de dérive apparemment confortable- à cause de l'importante surface avant du fuselage, est ici élégamment améliorée par l'adjonction de deux petites sous-dérives (réalisation et photo Jean-Claude Talbert).

4.6.3 Calages ailes / stab et Cz d'équilibre

Il reste maintenant à déterminer les calages géométriques d'ailes et de stab (notés αK), qui sont les incidences "naturelles" (correspondant au Cz d'équilibre, vers lequel le modèle converge en l'absence de sollicitation du pilote) des voilures avec la ligne de vol (fig. 54), c'est à dire avec la trajectoire de l'appareil.

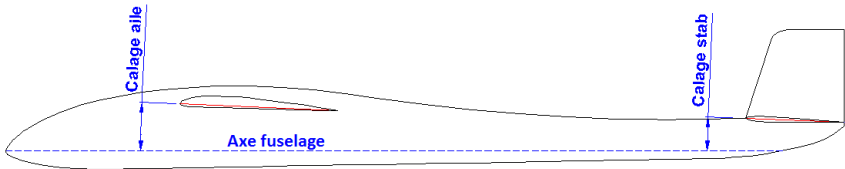


Fig. 54

Dans le cas de modèles à empennage, on parle souvent de V_é longitudinal, qui est simplement la différence entre les calages d'aile et de stab :

$$V_{longi} = \alpha K_a - \alpha K_s$$

Le V_é longitudinal est une notion que nous utiliserons peu, car chaque calage répond à un objectif bien distinct :

- Celui de l'aile donne l'allure visuelle du fuselage, d'où le fait que ce dernier (plus précisément son axe médian) serve généralement de référentiel aux calages.
- Celui du stab assure l'équilibre des moments longitudinaux, et donc définit le Cz d'équilibre.

Les valeurs usuelles des ces angles sont généralement comprises entre -1° et $+2^\circ$ mais, étant intimement liés à la géométrie de l'appareil et son profil d'aile, aucune valeur générique ne peut être définie a priori.

Le calcul des calages nécessite en premier lieu de définir le Cz d'équilibre à satisfaire. La stratégie la plus logique consiste à utiliser le Cz de design défini en §4.1, de manière à aligner le fuselage (via le calage d'aile) avec la trajectoire moyenne de l'enveloppe de vol et ainsi minimiser sa traînée moyenne. On peut éventuellement déroger à cette règle pour, par exemple, privilégier une allure haute (esthétique) à certains régimes de vol, dans ce cas le calage de l'aile est dissocié du Cz d'équilibre et un moment en tangage du fuselage apparaît, ce qui nécessite des calculs plus lourds, détaillés en §5.8.

L'axe médian du fuselage, correspondant approximativement à son incidence de portance nulle, peut être déterminé à l'estime, par simple tracé « à l'œil », d'autant plus que ce n'est pas un paramètre très sensible. L'important n'est pas d'être précis sur ce paramètre mais plutôt d'éviter une erreur grossière d'appréciation.

Le calage d'aile étant son incidence pour un C_{z_a} de réglage donné, nous retrouvons une équation bien connue :

$$\alpha \kappa_a = 9,1 \cdot \frac{C_{z_a}}{A_a} + \alpha 0_a - \alpha 0_{dec_moy a}$$

Le dernier terme est le vrillage moyenne de l'aile, qui peut être calculé ainsi dans le cas d'une aile à un seul trapèze à vrillage linéaire de l'emplanture au saumon (négatif = bord de fuite relevé) :

$$\alpha 0_{dec_moy a} = \frac{\alpha 0_{dec_saum a}}{3} \cdot \frac{CE_a + 2.CS_a}{CE_a + CS_a}$$

La formule est analogue à celle de la flèche moyenne. La terminologie retenue ici assimile le vrillage à un décalage de l'incidence de portance nulle du profil, permettant au besoin d'introduire dans ce terme la différence d'Alpha0 entre le profil d'emplanture et de saumon, s'ils diffèrent.

Le calcul du calage de stab est plus complexe et fait intervenir la portance de stab à fournir pour équilibrer les moments de l'aile (moment de portance + moment de profil) autour du centre de gravité. On en déduit l'incidence aérodynamique correspondante (α_s), que l'on corrige de l'incidence de portance nulle du profil de stab ($\alpha 0_s$) et de l'angle de déflexion de sillage imposé par l'aile (α_{df}) pour enfin obtenir le calage géométrique à utiliser :

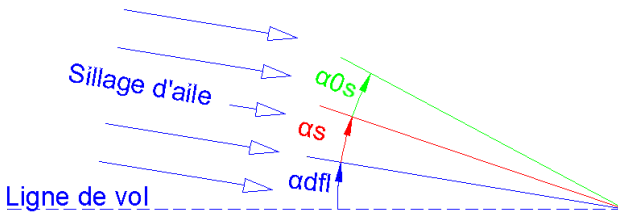


Fig. 55

Calage géométrique de stab : $\alpha \kappa_s = \alpha_{df} + \alpha_s + \alpha 0_s$

Soit, en développant la formule : $\alpha \kappa_s = 9,1 \cdot (\epsilon' \cdot \frac{C_{z_a}}{A_a} + \frac{C_{z_s}}{A_s}) + \alpha 0_s$

Avec :

$$\text{Angle de déflexion de sillage local : } \alpha_{dfl} = \varepsilon' \cdot 9,1 \cdot \frac{Cz_a}{A_a}$$

$$\text{Incidence du stab dans le flux d'air local : } \alpha_s = 9,1 \cdot \frac{Cz_s}{A_s}$$

$$\text{Cz de stab (formule simplifiée) : } Cz_s \approx \frac{Cz_a \cdot (xCG - 0,25) + Cm0}{V_s}$$

En vol, le calage de stab peut être corrigé (ou simplement modifié, pour ajuster la vitesse d'équilibre) grâce au trim de profondeur (cf. §4.10.1). Cette équivalence calage - braquage de gouverne n'est généralement pas très intuitive, mais elle devient plus évidente si on se réfère à une aile ou un stabilisateur à incidence intégrale.

NOTA

- Attention aux signes dans l'équation de Cz_s : dans le cas d'un canard, V_s est négatif et xCG peut l'être aussi (CG devant le bord d'attaque de la corde moyenne), ce qui donne un Cz de stab (donc un calage de stab) toujours fortement positif. Par contre, avec un appareil conventionnel, Cz_s est de faible valeur absolue et peut être aussi bien négatif que positif suivant la position du CG et la valeur de $Cm0$ (qui est généralement négatif).
- De même, si α_{dfl} est toujours positif par nature, α_s et α_{0s} peuvent être négatifs, nuls ou positifs.
- La formule complète du Cz de stab est préférable à la formule simplifiée dès que le volume de stab est assez important. Dans ce cas, la distance CG / foyer aile n'est en effet plus négligeable devant le bras de levier du stabilisateur.
- La majorité des fuselages étant relativement symétriques, leur $Cm0$ est considéré comme négligeable dans le calcul d'équilibre des moments déterminant le calage de stabilisateur. Dans le cas contraire, cette simplification peut légèrement affecter le résultat, mais rarement plus de quelques dixièmes de degré.
- Le calage du stab, donc le V_e longitudinal, dépend du réglage du CG. Avancer le CG (= réduire la valeur xCG) conduit à réduire α_s , ce qui revient à trimmer à cabrer.
- Quand la marge statique est nulle (CG neutre), le V_e longitudinal devient indépendant du Cz de réglage. Ce qui est logique puisque, avec un centrage neutre, le moment longitudinal est indépendant de l'incidence (définition du foyer). Dans ce cas, la notion même de Cz de réglage perd de son sens, puisqu'il n'y a plus de vitesse naturelle de vol. Par contre, elle conserve toute son importance concernant la perfo, via le calage de l'aile par rapport au fuselage.

- Dans le cas de l'aile volante, le réglage de l'équilibre longitudinal se résume à l'ajustage du Cm0 profil via le trim de profondeur (cf. §2.12) :
 $Cm0 = ms.Cza_reg$

Pour l'exercice, on peut aussi directement décrire l'angle de déflexion local :

Munk :
$$\alpha_{dfl} = \frac{36,4.Cz_a}{\lambda_a}$$

Toussaint + :
$$\alpha_{dfl} = \frac{9,1.Cz_a}{\lambda_a} \cdot \left(4,5 - \frac{BL_s + 5.H_s}{\lambda_a \cdot CMA_a}\right)$$

Pour la curiosité, voici la formule de Toussaint originale :

$$\alpha_{dfl} = \frac{Cz_a}{\lambda_a} \cdot \left(43 - 3,25 \cdot \frac{BL_s - 0,75.CMA_a}{CMA_a} - 0,45 \cdot \frac{H_s}{CMA_a}\right)$$

Une dernière formule de déflexion, donnée par Matthieu Scherrer sur son site internet et issue d'une formulation plus générale présentée dans « Mechanics of Flight » de Warren F. Phillips (p.372), est élaborée à partir de la théorie de la ligne portante de Prandtl et de la loi de Biot-Savart. Comme celle de Toussaint, elle est basée sur la formule de Munk avec une correction sur la position relative du stabilisateur, mais elle se révèle nettement plus précise. En contrepartie, c'est pour cette raison qu'elle n'est pas détaillée ici, elle est trop complexe pour être utilisée avec une simple calculatrice et nécessite d'être programmée sur informatique.

C'est justement cette formule qui est utilisée dans le logiciel PredimRC, et qui a aussi servi à améliorer la formule de Toussaint sur la base d'un échantillon de valeurs (λ , BLs/CMA_a , Hs/CMA_a) représentatives des cas courants, avec des résultats convaincants (fig. 56). Ce graphique montre l'évolution des divers coefficients de déflexion de sillage en fonction de l'allongement λ (de 4 à 20) et pour plusieurs rapports BLs/CMA_a (de 3 à 7) et Hs/CMA_a (de 0 à 1.5), d'où les courbes en dents de scie. La corrélation entre la formule de Toussaint améliorée et celle de Matthieu est particulièrement honorable.

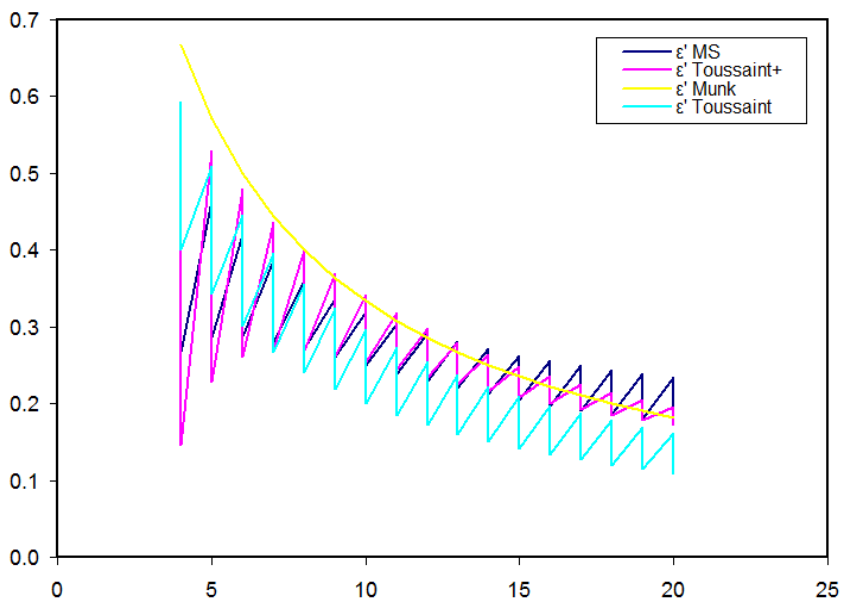


Fig 56, comparaison des différents calculs de déflexion de sillage en fonction de l'allongement et de la position relative du stabilisateur

4.7 Les gouvernes



Les gouvernes sont généralement des portions de voilure occupant une certaine partie du bord de fuite et permettant de diriger l'avion. Le

fonctionnement est très simple : braquer une gouverne modifie la forme du profil (précisément sa cambrure donc, in fine, son incidence de portance nulle α_0) et son incidence (puisque le bord de fuite bouge). Les deux effets conjoints augmentent, diminuent ou inversent la portance de la voilure. L'avion pivotant autour de son centre de gravité (toujours lui...), les gouvernes fonctionnent de manière indirecte, surtout pour les axes de lacet et de tangage. Par exemple, pour monter : la gouverne de profondeur se braque vers le haut, générant une portance du stabilisateur vers le bas faisant ainsi descendre la queue, ce qui augmente l'incidence des ailes... Long à dire, mais quand même assez simple dans les faits. Dans le cas des ailerons, le fonctionnement est un peu plus direct : l'aileron qui se lève réduit voire inverse la portance de la demi-aile concernée, tandis que celui qui se baisse augmente la portance de l'autre demi-aile, les deux contribuant à une rotation autour de l'axe de roulis.

Cette explication du fonctionnement des gouvernes permet de comprendre immédiatement le principe de pilotage par variation d'incidence, que ce soit pour les ailes ou le stabilisateur. La chaîne de commande est juste plus directe surtout pour les ailes en fonction tangage. Par exemple, pour monter, il suffit juste d'augmenter l'incidence de l'aile ou de diminuer l'incidence du stabilisateur, c'est aussi simple que cela.

Dans tous les cas, pour changer une trajectoire, la gouverne doit fournir un effort pour lutter contre l'inertie du modèle et surtout contre la force de rappel générée par la stabilité. Exactement comme la girouette : plus on la rend stable, plus il faut un effort important pour lui faire prendre de l'angle dans le vent. Une stabilité trop importante est donc néfaste, puisque qu'elle conduit à devoir sur-braquer les gouvernes pour un même changement de trajectoire, ce qui génère de la traînée supplémentaire.

Le dimensionnement des gouvernes se mène suivant trois axes : le premier concerne le positionnement des articulations, le second les débattements tandis que le troisième s'intéresse au couple nécessaire au servo pour assurer le pilotage de chaque gouverne.

4.7.1 Position des articulations

- Gouvernes classiques (ailerons, volets de courbure, profondeur, dérive) : on positionnera l'articulation à environ 20 à 30% de la corde pour obtenir le meilleur rapport efficacité / traînée. Cette position optimale varie un peu suivant les profils et se détermine par itérations successives sur XFoil, mais c'est un gros travail pour un gain assez faible. Dans la mesure du possible, on utilisera des gouvernes couvrant toute l'envergure du composant concerné, en débouchant sur le saumon (meilleur du point de vue traînée qu'une gouverne arrêtée quelques centimètres avant le saumon comme on le constate souvent). Dans le cas des ailerons, s'il n'est pas possible de les avoir tout le long de l'envergure, on les positionnera côté saumon et ils couvriront environ 55% de l'envergure, soit seuls (mais ce n'est pas l'idéal question traînée), soit prolongés vers l'emplanture par des volets de courbure qui officieront aussi en tant qu'ailerons.
- Stabilisateur monobloc à incidence variable : pour que cette gouverne soit stable (toujours l'effet girouette), on positionnera son articulation devant le foyer du plan concerné. On choisira une position à 20% de la corde moyenne correspondante (qu'on projettera ensuite sur la corde d'emplanture), ce qui donne un bon compromis stabilité de la gouverne / effort pour la manœuvrer.
- Aile à incidence intégrale : le positionnement de l'articulation (clé d'aile) est sensible, avec pour enjeu le couple des servos pour arriver à manœuvrer les ailes dans toutes les phases de vol. Cette articulation ne doit ni être trop avant, ni trop arrière, et sa position optimale se calcule sur la corde moyenne en la faisant coïncider au centre de poussée (Cp) pour un Cz moyen de vol, fixé à 0.25 (soit juste en dessous du Cz de design générique de 0.3) :

$$x_{Clé} = 0,25 - \frac{Cm0}{0,25}$$

4.7.2 Débattements et différentiel

Voici une première base de travail que l'on ajustera en vol suivant le comportement de l'avion :

- Gouvernes classiques : +/-15° pour la fonction aileron, +/-10° pour la fonction profondeur, +/-30° pour la fonction dérive, +/-7.5° pour les volets de courbure utilisés en ailerons
- Stabilisateur monobloc (ou classique à corde gouverne > 50%) : +/-6°
- Ailes à incidence intégrale : fonction profondeur +/- 6°, fonction aileron +/- 3.5°
- Aile volante : fonction profondeur +/-7.5°, fonction aileron +/- 15°

D'une manière générale, il faudra probablement introduire du différentiel d'aileron, qui consiste à braquer une gouverne plus dans un sens que dans l'autre (fig. 57). Cela tient à une question de traînée, non pas de la gouverne comme souvent décrit, mais du profil lui-même : le changement de portance du profil,

ainsi que sa propre modification de cambrure lors du braquage de la gouverne, entraînent un changement de sa traînée, de manière potentiellement différente entre le côté où l'aile se lève et celui où il se baisse. Si ces deux traînés n'évoluent pas de la même manière, il en résulte l'apparition d'un différentiel de traînée qui tend à faire déraper en lacet l'avion, le plus fréquemment (mais pas toujours, cela dépend de la phase de vol et du profil) en sens inverse du virage, c'est le lacet inverse.

Pour contrer cet effet parasite, on mettra alors plus de débattement vers le haut et moins vers le bas, de 10 à 50% suivant les profils et l'allongement de l'aile. Ces valeurs seront bien sûr à affiner en vol et ne sont pas critiques, on retiendra néanmoins que le différentiel sera d'autant plus important que le profil est cambré.

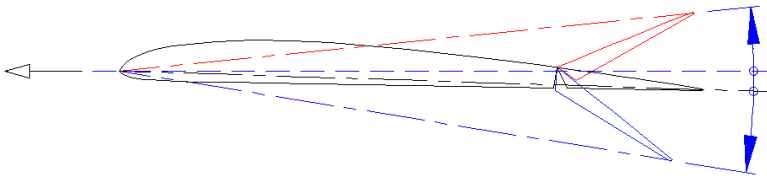


Fig. 57, différentiel d'aileron

Le lacet inverse peut être réduit à la source grâce aux ailerons de type Frise, utilisant une circulation d'air secondaire pour équilibrer les traînés (fig. 58).

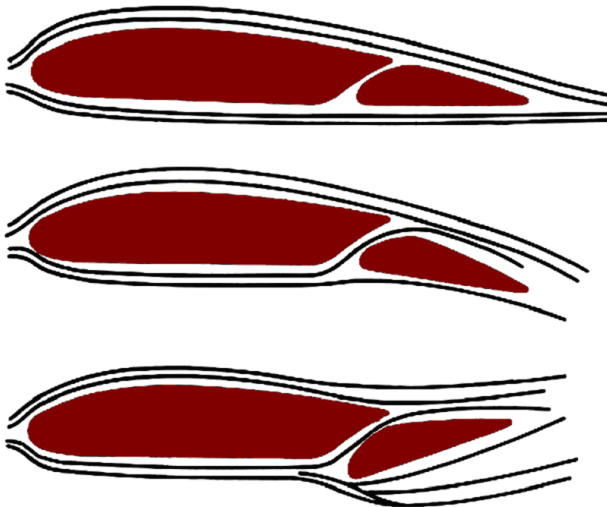


Fig. 58, aileron de type Frise

NOTA

- Dans le cas d'un empennage en V ou d'une aile volante / delta, du différentiel de lacet pourra être introduit pour contrer une éventuelle interaction en tangage quand l'axe de lacet est utilisé.
- La différentiation des débattements des fonctions croisées, c.a.d. partageant les mêmes servos (ailerons et profondeur sur une aile volante, par ex.) se fait avec le menu « Dual-Rate » (appellation historique, progressivement remplacée par « Sticks » ou « Inputs ») de nos radios, qui module le débattement des manches, donc des fonctions, indépendamment les uns des autres. Contrairement au menu Servo / Fin de course, souvent employé à tort alors affecte le débattement du servo quel que soit l'origine de l'ordre qui lui est envoyé.

4.7.3 Dimensionnement des servos

Le braquage d'une gouverne dans l'air engendre un effort résistant, appelé moment de charnière, que le servo doit vaincre pour positionner la gouverne à l'angle voulu. Le dimensionnement d'un servo se résume donc au calcul du moment à fournir pour le débattement maximal.

Ce calcul fait intervenir la cinématique de la chaîne de commande mais, comme le débattement de la gouverne est généralement plutôt linéaire par rapport à celui du servo, nous pouvons utiliser des formules approchantes, largement suffisantes. Les résultats sont en kgf.cm, de manière à être directement comparables avec les données constructeur.

Gouvernes classiques, avec ou sans surface de compensation en amont de la charnière :

$$M_{servo} = \frac{C^2 \cdot L}{200 \cdot r} \cdot \left(1 - 3 \cdot \frac{C_c^2 \cdot L_c}{C^2 \cdot L}\right) \cdot \delta \cdot V^2$$

Avec :

- δ = débattement de gouverne (en degrés)
- r = rapport de réduction entre le rayon de guignol et celui du palonnier de servo, généralement 1 à 4
- V = vitesse de vol moyenne (en km/h)
- C, L = corde et longueur de la gouverne (en m)
- C_c, L_c = corde et longueur du compensateur (en m)

Dans le cas courant d'une gouverne sans compensateur, le terme relatif à ce dernier (entre parenthèses) vaut tout simplement 1. On remarquera le coefficient 3, qui traduit la différence de bras de levier entre les foyers (75% devant l'articulation de gouverne, 25% derrière) de chaque surface.

Stabilisateur pendulaire ou aile à incidence intégrale avec profil symétrique :

$$M_{servo} = \frac{CMA_s \cdot S_s}{40000 \cdot r} \cdot \delta \cdot V^2$$

Avec :

δ = débattement de gouverne (en degré)

r = rapport de réduction entre le rayon de guignol et celui du palonnier de servo, généralement 3 à 4

V = vitesse de vol moyenne (en km/h)

CMA_s = corde moyenne du stab (en m)

S_s = surface du stab (en dm²)

Un système à incidence intégrale nécessite de faire appel à un peu plus de trigonométrie, sur la base du croquis fig. 59 qui définit la cinématique complète du système. En faisant l'hypothèse que l'ouverture à plein braquage ($C_z = 1$) est de même amplitude que le pincement au neutre (souhaitable pour la linéarité des débattements) et après quelques simplifications, nous obtenons une relation relativement facile à manipuler :

$$M_{servo} = \frac{-Cm0 \cdot CMA_a \cdot S_a}{200 \cdot r} \cdot V^2$$

Avec :

r = rapport de réduction $R2 / R1$, généralement 4 à 5

V = vitesse de vol moyenne (en km/h)

CMA_a = corde moyenne de l'aile (en m)

S_a = surface de l'aile (en dm²)

$D3 = R1 \cdot 3$ (longueur du levier de commande conseillé)

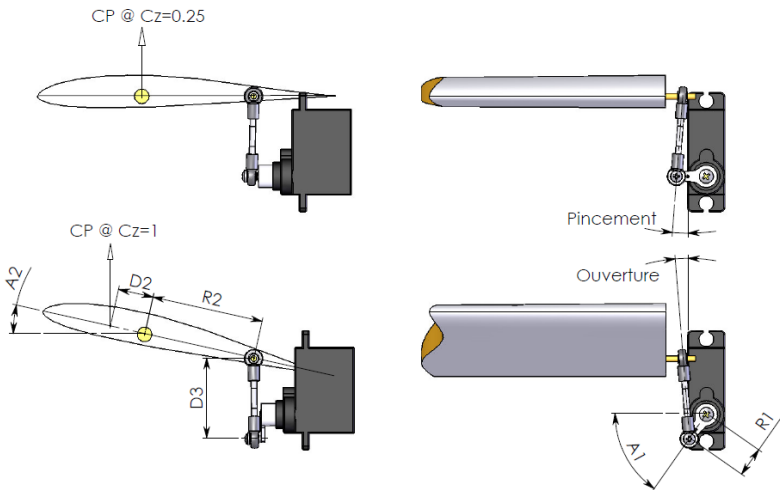


Fig 59

NOTA

- Le rapport des bras de levier entre servo et gouverne intervient à l'ordre un sur le résultat. L'adapter avec soin pour obtenir le débattement de gouverne adéquat, en déplaçant l'ancrage des chapes sur le palonnier ou le guignol, est donc largement préférable à une limitation électronique de la course du servo. La précision de pilotage y gagne aussi, grâce à une utilisation de toute la résolution de positionnement du servo, ainsi que le coût et la masse du servo, ceux-ci étant corrélés au moment à fournir.
- Ces résultats bruts sont à majorer par un coefficient de sécurité, généralement 50%, pour couvrir les approximations de calculs et les inévitables frictions ou points durs de la chaîne de commande. Il faut aussi être vigilant quant aux chiffres constructeurs, traduisant plus souvent un moment de rupture ou de réversibilité du servo qu'un moment utilisable (généralement 2 à 3 fois inférieur aux premiers).
- La majoration devra être bien plus importante dans le cas de gouvernes très exposées à l'atterrissage, comme des volets de courbures. Surtout en pente où les atterrissages sont parfois secs à cause de l'exiguïté ou de l'irrégularité de la zone de posé, sollicitant bien fortement les servos d'ailes lors du choc (à cause de l'inertie des gouvernes) que l'écoulement de l'air en vol.

4.7.4 Les aérofreins

Dernier type de gouvernes abordé ici, il s'agit des aérofreins, destinés à générer de la traînée. Soit pour faciliter l'atterrissage (avec éventuellement une réduction de la vitesse d'approche) soit pour contrôler l'axe de lacet (ailes volantes type B2, grâce à une utilisation asymétrique). De nombreuses variantes existent, chacune avec ses avantages et ses inconvénients :

- AF à lames verticales : ce système repose sur une ou plusieurs lames escamotables intégrées dans l'épaisseur de l'aile et dépassant au besoin à l'extrados grâce à un système de levier. Ce système est très efficace mais est aussi un peu lourd et surtout difficile à intégrer dans les profils fins.
- AF basculant simple : composé d'une simple plaque noyée dans l'épaisseur du coffrage du profil, généralement à l'extrados (spoiler) mais parfois à l'intrados, et basculant autour d'un axe. Son efficacité peut être augmentée par la présence de perçages, mais la construction s'en trouve compliquée car il faut prévoir des bossages complémentaires à ces perçages pour que le profil soit correctement respecté en lisse.
- AF basculant à circulation : il s'agit d'une gouverne placée en bord de fuite et découvrant une fente entre intrados et extrados lors de son déploiement. Le freinage peut être redoutable d'efficacité si la gouverne fonctionne vers le bas et avec une articulation au tiers de sa corde. Voir par exemple le planeur Hyposys2 de l'auteur dont le plan encarté a été publié dans le n° 690 de Modèle Magazine publié en mars 2009 (fig. 60).
- Volet : appelés aussi flap et très utilisé dans l'aviation grandeur, cette gouverne est braquée d'environ 45° à 60° vers le bas pour générer un

freinage correct. Elle est généralement utilisée avec une compensation à la profondeur pour annuler un éventuel moment parasite en tangage et ainsi maintenir la ligne de vol.

- Aileron : même principe qu'avec le flap mais en relevant cette gouverne d'environ 30° à 45°. C'est la solution la plus simple car détournant des gouvernes existantes, mais le freinage est moyennement efficace et pose des problèmes de cinématique de commande pour conserver de la défense aux ailerons quand la fonction AF est utilisée. Avec des ailerons couvrant toute l'envergure, il peut être judicieux de les baisser plutôt que les relever si le profil est creux, car cela va augmenter plus facilement sa traînée.
- Butterfly : appelé aussi AF crocodile, ce système combine l'action des volets baissés et ailerons relevés. C'est le système le plus courant sur tous les planeurs de perfo, qui procure un bon freinage tout en évitant l'adjonction d'un dispositif spécifique. Il est aussi utilisable sur une aile volante, mais sa mise au point, pour trouver la bonne proportionnalité de débattement (entre volets qui se baissent et ailerons qui se lèvent) pour éviter tout effet en tangage, exige une certaine finesse de réglage.
- Demi-volet (split-flap) : ce volet est une demi-gouverne de bord de fuite occupant uniquement l'intrados de l'aile (l'extrados ne bouge pas). Efficace et assez simple à réaliser, ce type de volet a été particulièrement utilisé sur les chasseurs de la seconde guerre mondiale. Une variante consiste à articuler aussi l'extrados en sens opposé (vers le haut) comme sur le Messerschmitt ME109, ce système étant par exemple utilisé sur la dérive de la navette spatiale américaine... ou sur celle du Fractale de l'auteur (planeur de 60" à incidence intégrale).
- Volet à fente type Fowler : ce n'est pas à proprement parler un dispositif de freinage, mais plutôt de retardement du décrochage (plus de détails en §5.4). Grâce à une cinématique d'articulation décalée, ce volet recule en se baissant. Cela permet à la fois d'accroître la surface alaire tout en recollant la couche limite grâce à la fente qu'il découvre (permettant une circulation de l'intrados vers l'extrados, comme pour les ailerons Frise, cf. fig. 58).

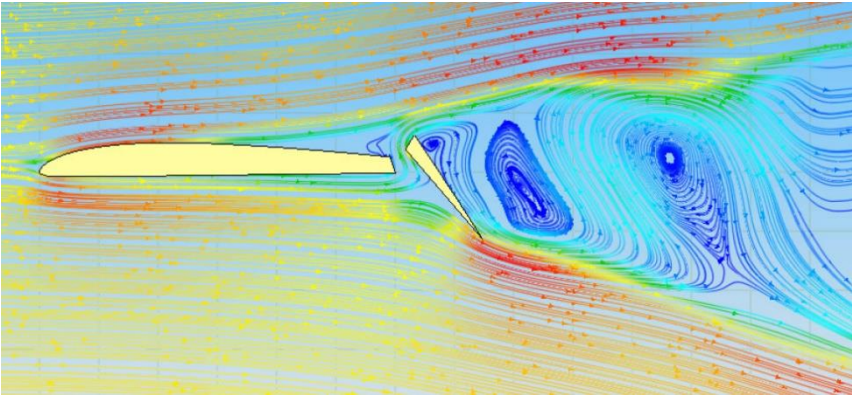


Fig. 60, simulation de l'écoulement autour de l'AF basculant de l'Hypnosys2. Le freinage est dû à l'importante dépression en aval de l'aile, avec des structures de recirculation bien identifiables.



Hypnosys2 avec AF déployés... ça freine fort !

4.8 Evaluer les performances

Les performances de vol s'étudient principalement en palier, c'est à dire à vitesse variable et portance constante, au travers d'un tracé de deux polaires en fonction de la vitesse : le taux de chute et la finesse en plané (fig. 61).

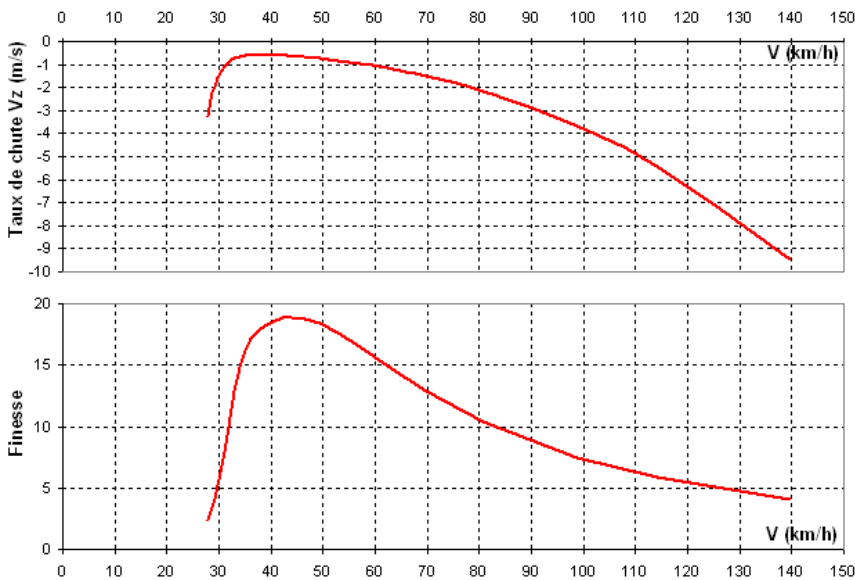


Fig. 61

Ces polaires permettent de déterminer les éléments clés de la performance : taux de chute mini, finesse max et vitesses associées. Non seulement cela permet de se faire une bonne idée du domaine de vol de son appareil, mais surtout la comparaison avec un autre appareil devient possible sur le papier. Ce dernier point est par exemple indispensable pour réussir la conception d'une machine de compétition, destinée par nature à rivaliser avec des machines concurrentes.

Pour des vols type course au pylône, se déroulant à vitesse relativement constante et portance variable, il est intéressant de tracer aussi plusieurs polaires de traînée (une par vitesse de vol étudiée) permettant de vérifier l'efficacité de la machine tant en ligne droite (C_z faible) qu'en virage serré (C_z élevé), par le biais des polaires C_x/C_z de l'avion complet.

Deux repères seront manipulés (fig. 62) : (x,z) pour le référentiel avion et (h,v) pour le sol (axes horizontaux et verticaux), les deux étant reliés par la pente de la trajectoire (γ).

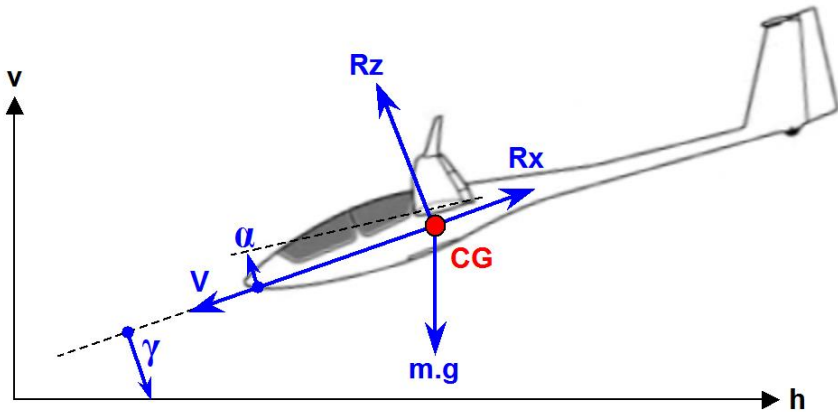


Fig. 62

Dans le repère avion (x,z), les résultantes aérodynamiques sont :

$$\text{Traînée : } R_x = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S_a \cdot C_x \cdot V^2$$

$$\text{Portance : } R_z = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot (S_a \cdot C_{z_a} + S_s \cdot C_{z_s}) \cdot V^2$$

La contribution du fuselage à la portance n'apparaît pas car anecdotique, tandis que celle du stabilisateur peut être négligée dans le cas général (hors canard et tandem).

$$\text{On a alors : } R_z \approx \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S_a \cdot C_{z_a} \cdot V^2$$

L'équilibre des forces sur l'axe z (repère avion) et la projection de la vitesse de vol sur l'axe horizontal (repère sol) donnent :

$$R_z = m \cdot g \cdot \cos(\gamma) \quad \text{et} \quad V_h = V \cdot \cos(\gamma)$$

La pente de descente en palier est un petit angle (une finesse très médiocre de 5 correspond à 11° de pente, soit seulement 2% d'écart sur le cosinus), nous pouvons donc écrire :

$$R_z \cong m \cdot g \quad \text{et} \quad V_h \cong V$$

$$\text{D'où la vitesse horizontale en palier : } V_h \cong \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot S_a \cdot C_{z_a}}}$$

Nous avons aussi, par définition, la finesse : $f = \frac{1}{\tan(\gamma)} = \frac{V_h}{V_v} = \frac{C_z}{C_x}$

Donc : $V_v = \frac{C_x}{C_z} \cdot V_h$

D'où le taux de chute en palier sans moteur : $V_v \cong \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g \cdot C_x^2}{\rho \cdot S_a \cdot C_{z_a}^3}}$

Que ce soit en plané ou au vol au moteur (où $\gamma = 0$ et l'équilibre des forces sur l'axe x est : $R_x =$ poussée moteur), la difficulté de la détermination des performances de l'appareil se résume donc à la seule connaissance du coefficient de traînée C_x . Tout comme la vitesse, ce coefficient se calcule en fonction du C_z (d'aile, pour être précis), permettant ensuite de tracer l'évolution de V_z et f en fonction de la vitesse. Les points de ces polaires peuvent par exemple être tracés pour des C_z allant de 0.05 à 1.25 par pas de 0.05.

En première approximation, le C_x total se décompose en les C_x élémentaires suivants :

- Aile et stab : C_x profil + C_x induit.
- Dérive : C_x profil seul.
- Fuselage : C_x de surface mouillée + C_x de contournement.
- Train d'atterrissage, haubans, etc. : C_x de forme.
- Interaction entre éléments : environ 10% de la somme des C_x .

Il ne reste plus qu'à calculer ces coefficients... Accrochez-vous bien !

NOTA

- "Vv" est généralement écrit "Vz" : l'axe z associé est bien la verticale sol et ne doit pas être confondu avec l'axe z de l'avion utilisé pour R_z ou C_z .
- En substituant le terme C_{z_a} dans l'équation de la vitesse horizontale, on obtient la relation suivante :

$$V_v \cong \frac{\rho \cdot S_a}{2 \cdot m \cdot g} \cdot V_h^3 \cdot C_x$$

Pour une vitesse de vol donnée, le taux de chute ne dépend donc que de la traînée et pas du tout de la portance. C'est d'ailleurs très logique : dans le système pseudo-isolé qu'est l'avion en plané équilibré, la dissipation d'énergie se fait par variation d'énergie potentielle. Or, c'est la traînée qui s'oppose à l'avancement : le lien entre taux de chute et traînée est alors immédiat. La portance, sous-tendue dans le verbe « monter » de l'assertion classique « baisser les volets pour mieux monter dans la pompe », est un faux-ami : dans le référentiel air le planeur est toujours en descente (plus ou moins rapide).

4.8.1 Traînée de profil (Cxp)

Le recours aux souffleries numériques comme XFOIL (voire Eppler) est inévitable quand on souhaite rentrer dans le détail. Leur exploitation peut se faire directement en calculant le Cx profil à chaque couple Cz et Reynolds étudié, cette approche étant la plus précise mais aussi la plus consommatrice de temps et aussi la plus sensible aux erreurs de convergence de la soufflerie numérique. Il est nettement plus efficace d'utiliser un jeu de polaires pré-calculées (à des Reynolds fixés à l'avance, comme proposé en 4.3.4) que l'on extrapole au couple Cz et Reynolds étudié par un traitement numérique. Soit directement en construisant une équation de la forme $C_x = f(Re, C_z)$, ce qui se révèle très délicat, soit plus simplement en deux temps. D'abord, au Cz étudié, une interpolation linéaire pour trouver les deux Cx correspondants aux deux Reynolds prédéterminés situés de part et d'autre du Reynolds étudié, puis ensuite une modélisation simple de la forme $C_x = a + b/Re$.

Une approche analytique simplifiée peut aussi donner une idée assez convenable des choses. Le principe consiste à approximer en une parabole une seule polaire Cx/Cz calculée en soufflerie numérique. Les coefficients de cette parabole sont déterminés pour un Reynolds de référence, puis le résultat est adapté aux Reynolds étudiés. Comme toute approche simplifiée, celle-ci a ses limites et ne fonctionne à peu près correctement que suffisamment loin du décrochage et pour des Reynolds de vol pas trop éloignés du Reynolds de référence.

$$C_{x_p} \approx C_{x_{ref}} \cdot \left(\frac{Re_{ref}}{Re}\right)^{1/2} \quad \text{et} \quad C_{x_{ref}} = C_{x_{min}} + k \cdot (C_{z_p} - C_{z_{opt}})^2$$

Avec : C_{z_p} = Cz profil, Re_{ref} = Reynolds auquel est calculée la traînée profil de référence ($C_{x_{ref}}$), $C_{x_{min}}$ la traînée mini du profil à Re_{ref} , $C_{z_{opt}}$ le Cz auquel se trouve la traînée mini et k un coefficient d'évolution de la traînée.

Re est le Reynolds de la moyenne des cordes (= surface / envergure) -et non de la corde moyenne, cette fois- de la voilure étudiée, que l'on calculera pour chaque vitesse V déduite du Cz d'aile en cours.

Comme le référentiel de calcul est le Cz d'aile, il ne faudra pas oublier de convertir C_{z_p} en C_{z_a} avec l'introduction de l'allongement d'aile. Dans le cas du stab, on procédera de même en utilisant la relation donnant son Cz en fonction de celui de l'aile et des paramètres comme la position du CG ou le Cm0 profil.

On pourra utiliser les valeurs suivantes typiques, données à un Reynolds de référence = 200 000 :

- Profil de début : $C_{x_{min}} = 0.010$, $C_{z_{opt}} = 0.5$, $k = 0.011$
- Profil de transition : $C_{x_{min}} = 0.009$, $C_{z_{opt}} = 0.3$, $k = 0.011$
- Profil rapide : $C_{x_{min}} = 0.008$, $C_{z_{opt}} = 0.1$, $k = 0.011$

Pour le stabilisateur, on pourra simplifier les choses en fixant $C_{xref} = 0.01$ (profil biconvexe) à 0.02 (profil planche) avec un Reynolds de référence de $100\ 000$.

Pour affiner la modélisation, le coefficient $1/2$ de l'interpolation en Re pourra être remplacé par un coefficient ajustable en fonction du profil pour coller au mieux aux polaires importées de soufflerie numérique. Typiquement, des coefficients de $1/1.5$ et $1/3$ donnent de bons résultats pour respectivement les Re au-dessous et au-dessus de $Re = 200\ 000$.

4.8.2 Traînée induite (C_{xi})

Si le phénomène à son origine est physiquement complexe et donc ardu à modéliser, elle peut pourtant être décrite par une équation très simple :

$$C_{xi} = \frac{C_z^2}{\pi \cdot \lambda \cdot e}$$

Avec : λ = allongement de la voilure et e = coefficient d'Oswald (qui vaut au maximum 1 pour une aile à répartition de portance elliptique).

Dans le cas du stabilisateur, une traînée induite secondaire s'ajoute à la traînée induite directement générée par la portance du stab. C'est un effet singulier du sillage de l'aile, la portance du stabilisateur n'étant pas perpendiculaire à la direction de vol mais inclinée vers l'arrière de l'angle de déflexion de sillage : la projection de cette portance dans le référentiel de l'aéronef s'oppose alors à l'avancement. A l'inverse, une portance négative de stab comporte dans le référentiel de l'aéronef une composante dirigée vers l'avant et engendre en conséquence une force motrice. L'angle de déflexion étant très faible, on pourra bien évidemment négliger ces composantes induites mais il est toujours intéressant de savoir qu'elles existent.

Dans le cas de la dérive, dont l'incidence (angle de dérapage) est généralement nulle à très faible, le C_x induit n'est pas considéré.

NOTA

La majorité des traités d'aérodynamique et des publications sur le coefficient d'Oswald le considèrent au travers d'une modélisation très simplifiée de la traînée de voilure, basée sur la traînée à portance nulle (C_{x0} , traînée visqueuse) complétée par la traînée liée à la portance (intégrant l'effet de l'allongement). Dans ce contexte, le coefficient d'Oswald couvre implicitement la traînée de profil en corrigeant cette dernière par l'effet de la portance (équivalent du facteur k de la modélisation parabolique en §4.8.1). L'approche retenue dans cet ouvrage, faisant intervenir la traînée profil réelle au travers de ses polaires C_x/C_z , utilise le coefficient d'Oswald au sens de sa définition exacte, c'est à dire en tant qu'écart de traînée induite par rapport à une aile elliptique équivalente. C'est un parti pris

intellectuellement plus satisfaisant, chaque contributeur à la traînée étant ainsi correctement identifié, mais aussi et surtout plus précis.

4.8.3 Traînée de fuselage (C_{xf})

On trouve dans la littérature l'équation suivante (Prandtl / Von Karman en écoulement turbulent pour $Re < 10^6$) qui donne une estimation satisfaisante du coefficient de traînée de surface mouillée du fuselage, incluant aussi une estimation de la traînée de forme (culot) à incidence nulle :

$$C_{x_{fSm}} = \frac{0,074}{Re_f^{1/5}}$$

Avec : Re_f = Reynolds fuselage (= $68 \cdot \text{Longueur} \cdot V$)

Pour la traînée de contournement sous incidence, je vous propose une formulation empirique personnelle qui donne, au premier ordre, des résultats assez satisfaisants :

$$C_{x_{fc}} \approx 0,006 \cdot \frac{l}{h} \cdot k_f \cdot \alpha_f^2$$

Avec : l et h = largeur et hauteur fuselage, k_f = coefficient de forme allant de 1 (fuselage très profilé et bien arrondi) à 2 (fuselage caisse avec angles vifs), α_f = incidence du fuselage dans le vent relatif.

L'incidence du fuselage étant, habituellement, liée mécaniquement à celle de l'aile par le calage aile / fuselage (αK), on peut donc écrire :

$$\alpha_f = \frac{9,1}{A_a} \cdot (C_{z_a} - \frac{0,11}{A_a \cdot (\alpha K_a - \alpha 0_a)})$$

D'où :

$$C_{x_{fc}} \approx 0,05 \cdot \frac{l}{h} \cdot k_f \cdot (\frac{C_{z_a} - 0,11 / A_a \cdot (\alpha K_a - \alpha 0_a)}{A_a})^2$$

Dans le cas où le calage aile / fuselage correspond à l'incidence du C_z de réglage, on le remplacera au terme suivant :

$$0,11 / A_a \cdot (\alpha K_a - \alpha 0_a) = C_{z_{a \text{ regfuse}}}$$

Dans le cas d'un appareil à incidence intégrale, l'incidence du fuselage est liée à celle du stabilisateur. On a alors :

$$\alpha_f \approx \frac{9,1}{A_s} \cdot C_{z_s} \quad \text{D'où :} \quad C_{x_{fc}} \approx \frac{l}{h} \cdot k_f \cdot (\frac{C_{z_s}}{A_s})^2$$

Les deux coefficients C_x seront utilisés ci-après avec la surface mouillée de fuselage (S_{mf}), que l'on pourra approximer à partir de la surface d'un cylindre de mêmes maître-couple (largeur l , hauteur h) et longueur (L) que le fuselage :

$$S_{m_f} \approx 0,65 \cdot \left(\pi \cdot \frac{l+h}{2} \cdot L \right) \cdot k_f \approx (l+h) \cdot L \cdot k_f$$

4.8.4 Traînée d'accessoire (C_{xu})

Il s'agit d'une traînée de forme, que nous décomposerons en trois niveaux :

- $C_{x_u} = 0.2$ pour un élément très profilé, type carénage de roue ou un hauban avec profil fin
- $C_{x_u} = 0.6$ pour un élément arrondi, type roue ou hauban
- $C_{x_u} = 1$ pour une forme quelconque

Ces approximations valent pour un écoulement turbulent (en dessous du Reynolds critique de l'objet), ce qui est généralement le cas à nos échelles.

A chaque fois, nous utiliserons ces coefficients avec la surface apparente vue de face (hauteur x largeur) de l'élément considéré (S_u).

4.8.5 Traînée totale

Maintenant que nous disposons de toutes les briques élémentaires, il est possible de construire une estimation assez réaliste de la traînée totale du modèle avec la somme des C_x élémentaires (p = profil, a = aile, s = stab, f = fuselage, d = dérive) rapportés à la surface de l'aile :

$$C_{x_{total}} \approx 1,1 \cdot \left(C_{x_{pa}} + C_{x_{i_a}} + (C_{x_{ps}} + C_{x_{i_s}}) \cdot \frac{S_s}{S_a} \right) + C_{x_d} \cdot \frac{S_d}{S_a} + (C_{x_{fSm}} + C_{x_{fc}}) \cdot \frac{S_{m_f}}{S_a} + \sum C_{x_u} \cdot \frac{S_u}{S_a}$$

Bref, vraiment pas simple, mais très instructif car mettant en valeur les conséquences de tous les choix effectués lors de la conception du modèle : masse, profil, allongement, géométries, centrage, etc. De même, on pourra jouer sur la masse volumique de l'air pour étudier l'effet de l'altitude et de la température sur les performances, ce qui permettra de conclure qu'il vaut mieux tenter de battre un record de vitesse par temps chaud et sec plutôt qu'au bord de la mer par temps froid.

En première approximation, on peut calculer la masse volumique de l'air ainsi :

$$\rho \approx 1.293 \cdot \frac{273}{273+T} \cdot \frac{20-H}{20+H}$$

Avec : T = température en °C et H l'altitude en km par rapport au niveau de la mer.

Il devient ensuite possible de construire ce type de graphique (fig. 63, extrait de PredimRC), permettant d'analyser en détail la contribution de chaque élément à la traînée et de réaliser des comparaisons fines entre modèles.

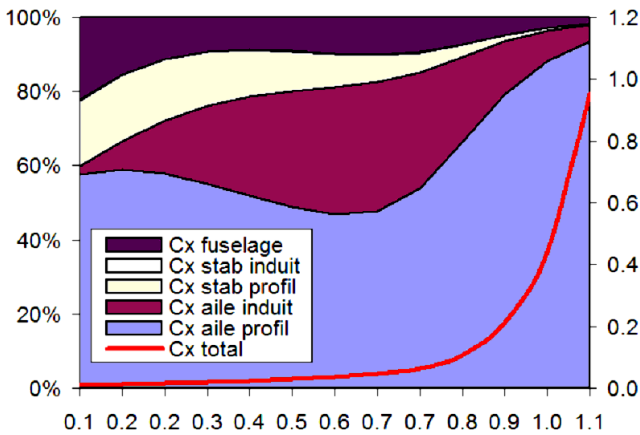


Fig. 63, répartition des Cx et Cx total, en fonction du Cz

4.8.6 Polaires en virage

En complément des polaires en palier, il est aussi intéressant de tracer les polaires en virage (ou en spirale) stabilisé. Si φ est l'angle d'inclinaison des ailes avec l'horizontale, la projection des forces sur l'axe vertical du repère sol donne :

$$Rz \cdot \cos(\varphi) = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S_a \cdot C_{z_a} \cdot V^2 \cdot \cos(\varphi) = m \cdot g$$

D'où :
$$V_h = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot S_a \cdot C_{z_a} \cdot \cos(\varphi)}} \quad \text{et} \quad V_v = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g \cdot C_x^2}{\rho \cdot S_a \cdot (C_{z_a} \cdot \cos(\varphi))^3}}$$

4.9 Le vol au moteur

4.9.1 Vol en palier

Equipons un planeur de 2m d'envergure, allongement 10, profil SB96, charges alaires 20 g/dm² (à vide) et 40 g/dm² (ballasté), équipé d'une motorisation de secours (hélice 7x5, 60W électrique), et traçons le graphique d'évolution des puissances en fonction de la vitesse de vol en palier (fig. 64).

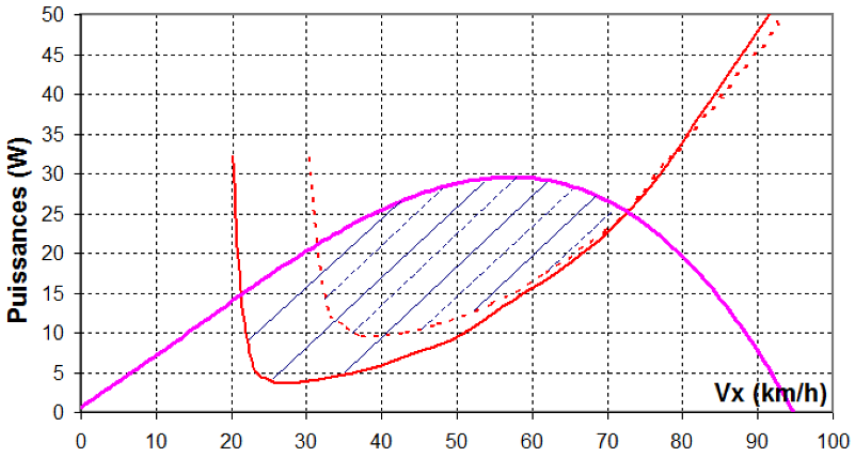


Fig. 64

Les deux courbes rouges (une par masse étudiée) représentent la puissance aérodynamique dissipée par l'aéronef (P_w) en palier en fonction de la vitesse, calculée à partir de son taux de chute (que le modèle aurait si on ne lui fournissait pas de l'énergie pour rester à altitude constante) :

$$P_w = m \cdot g \cdot V_v = m \cdot g \cdot V_h \cdot \frac{C_x}{C_z}$$

La courbe en magenta correspond à l'évolution de la puissance (P_h) transmise par l'hélice (plein gaz) au modèle, nulle au sol et quand la vitesse de vol rattrape le régime à vide du moteur, maximale pour le point d'adaptation optimale de l'hélice :

$$P_h = T \cdot V$$

Avec : T la traction d'hélice (ou la poussée d'une turbine).

Quatre zones marquantes peuvent être distinguées :

- La première intersection (à gauche) entre les deux types de courbes (P_w , P_h) donne la vitesse minimale de vol au moteur, appelée second régime (ici environ 22 et 32 km/h suivant la masse). En dessous de cette vitesse, la motorisation n'est plus suffisante pour combattre la traînée, l'avion s'enfoncé malgré le moteur plein gaz. La seule possibilité pour sortir de cette situation consiste à donner du badin pour recouvrer de la marge en puissance... logique mais demandant à surmonter le réflexe naturel qui consiste à continuer à tirer sur le manche de profondeur.
- La seconde intersection donne la vitesse de vol en palier moteur plein gaz (ici environ 73 km/h, quasiment indépendamment de la masse).
- Entre ces deux intersections, la surface comprise entre les deux courbes matérialise la réserve de puissance en palier aux allures intermédiaires (puisque le moteur n'est pas plein gaz à ces vitesses).
- La plus grande distance verticale entre les courbes indique la vitesse de rendement propulsif maximum.

En jouant un peu avec les données d'entrées, on retire les enseignements suivants :

- A vitesse élevée, la puissance aéro ne dépend quasiment plus que de la vitesse de vol, les écarts de traînée liés à la masse de l'appareil étant faibles (faible C_z => faible traînée induite).
- En faisant le même exercice en ne changeant que les profils, il apparaît que les écarts de performances sont assez peu significatifs, sauf profils vraiment très différents. Encore une fois, le profil ne fait pas tout...
- Une grande hélice n'est pas forcément meilleure qu'une petite hélice. La meilleure hélice est en fait celle qui est la mieux adaptée (= fournit la plus grande traction, donc puissance, donc rendement propulsif) au point de fonctionnement considéré. Sauf modèle au vol lent type 3D ou indoor, l'avantage va bien souvent aux hélices « semi-carrées » à « carrées », c'est à dire dont le pas est compris entre 70% et 100% du diamètre.

Une étude similaire, valable tant que la pente de montée n'est pas trop importante (= assimilable au vol en palier), peut être réalisée pour le taux de montée, à partir de cette formule simplifiée :

$$V_h \approx \frac{P_h - P_w}{m.g}$$

On obtient le graphique suivant (fig. 65).

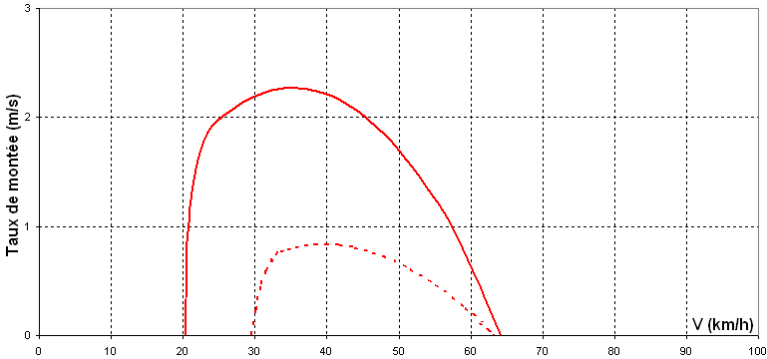


Fig. 65

Le dosage de la vitesse de vol, donc de la pente de montée, est ici [appareil faiblement motorisé] essentiel pour monter efficacement.

4.9.2 Performances en montée

Dès que la pente de montée devient significative, il devient nécessaire -pour la justesse des résultats- de réaliser les calculs dans le repère avion, en considérant que la traction moteur est alignée avec la vitesse de vol (fig. 66) :

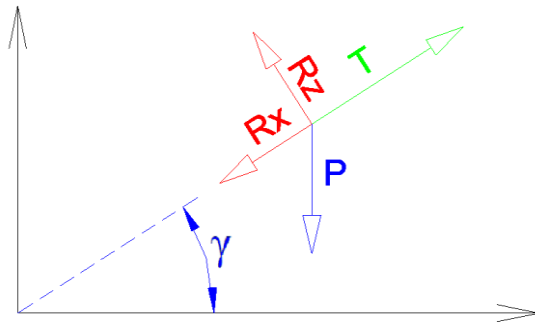


Fig. 66

Le principe consiste à trouver, pour chaque angle de montée de 0 à 90°, la solution -si elle existe- en terme de vitesse sur trajectoire (V_x) et C_z aux équations d'équilibre des forces (portance, traînée, poids, traction) suivantes :

$$T = R_x + P \cdot \sin \gamma \quad \text{et} \quad R_z = P \cdot \cos \gamma$$

La résolution de la première équation pouvant difficilement se faire de manière formelle, elle passe par un calcul itératif avec, pour chaque V_x considéré dans une plage et avec un pas adapté, le calcul de la traînée totale R_x (pour le C_z calculé avec la seconde équation) et la traction moteur T .

Il ne reste plus qu'à projeter la vitesse sur trajectoire dans le repère sol :

$$V_h = V \cdot \cos \gamma \quad \text{et} \quad V_v = V \cdot \sin \gamma$$

En répétant l'exercice pour différentes configurations (hélices, profils, etc.), les différents résultats ainsi obtenus peuvent être superposés pour enrichir l'étude. On obtient les polaires suivantes (fig. 67), en fonction de la vitesse horizontale et de la pente de montée :

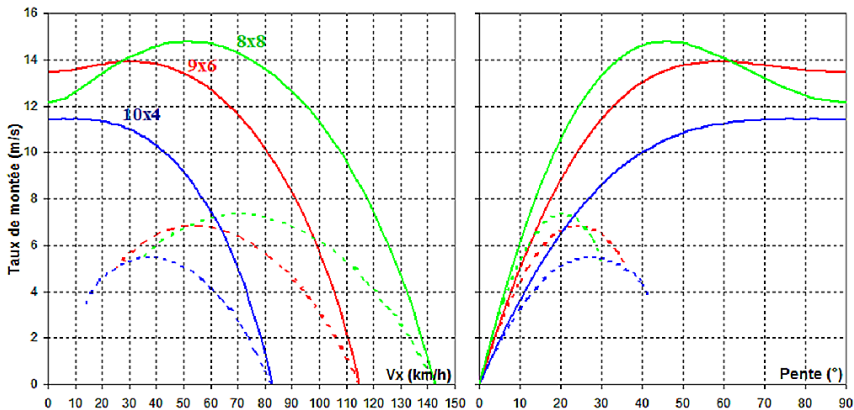


Fig. 67

Dans le cas présent, la simulation a été réalisée avec le même modèle que précédemment, à iso-puissance électrique d'entrée (400W cette fois) et en ne jouant que sur la taille d'hélice (choisie pour rester à iso-régime moteur, afin d'introduire le minimum de paramètres dans l'analyse) et la masse (toujours 20 et 40 g/dm², en pointillé).

Les résultats sont particulièrement instructifs :

- Pour une configuration (aéro + GMP) donnée, le taux de montée maximum est, à l'ordre un, proportionnel à la masse (sans surprise...).
- Contrairement aux idées reçues, la meilleure hélice [pour monter le plus rapidement] n'est ici pas du tout celle de plus grand diamètre, mais celle qui a le plus grand pas relatif (pas versus diamètre). En effet, si à iso-régime, la traction statique (au sol) d'une hélice à grand diamètre et faible pas est bien largement supérieure à celle d'une plus petite hélice carrée (dans l'exemple présent, environ 19 N contre 13 N), la traction de la seconde s'écroule beaucoup moins vite en fonction de la vitesse vol et devient donc supérieure à vitesse de vol élevée.

- Plus la puissance d'entrée est importante et moins l'angle de montée est critique pour obtenir le meilleur taux de montée.
- La valeur de V à $V_v = 0$ donne directement la vitesse maximale en palier, pour l'hélice et la motorisation étudiées.

L'analyse peut être poussée plus loin, toujours à iso-puissance électrique mais en considérant le régime moteur comme une variable d'adaptation, de manière à élargir la gamme d'hélices étudiées et être bien plus sélectif (fig. 68) :

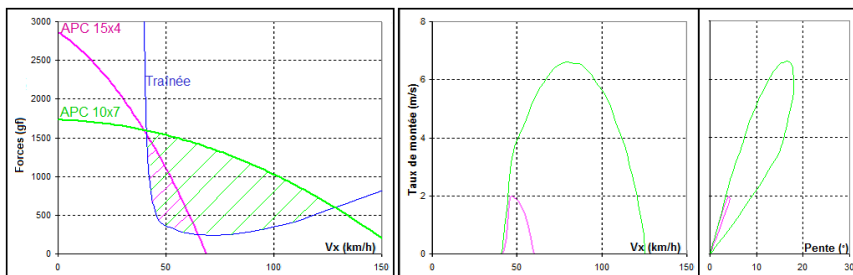


Fig. 68, étude d'un traîner rapide avec 600 W électrique

Cette fois, ce sont les forces (traction d'hélice vs traînée de modèle) qui sont considérées sur ce graphique pour analyser le vol en palier. Le résultat est plus facile à interpréter qu'avec les puissances, mais bien évidemment identique. Comme déjà démontré ci-avant, une hélice à faible pas relatif s'avère, malgré sa forte traction statique, inadaptée à ce type de cellule, tant en terme de réserve de traction (zone hachurée) que de taux de montée ou de vitesse.

4.9.3 Modèle d'hélice

Afin de réaliser les simulations qui précèdent, il est nécessaire de disposer d'une modélisation d'hélice, permettant de calculer sa traction T (en N, newton) et la puissance mécanique à l'arbre P (en W, watt) nécessaire à son entraînement.

Les équations fondamentales sont les suivantes :

$$T = \rho \cdot C_t \cdot Dia^4 \cdot N^2$$

$$P = \rho \cdot C_p \cdot Dia^5 \cdot N^3$$

Avec :

- ρ = masse volumique de l'air
- C_t = coefficient de traction de l'hélice
- C_p = coefficient de puissance de l'hélice
- Dia = diamètre de l'hélice
- N = régime de l'hélice

Ct et Cp ne sont pas des constantes mais évoluent en fonction de la vitesse de vol. Elles sont données sous la forme de polaires 2D mesurées en soufflerie (fig. 69).

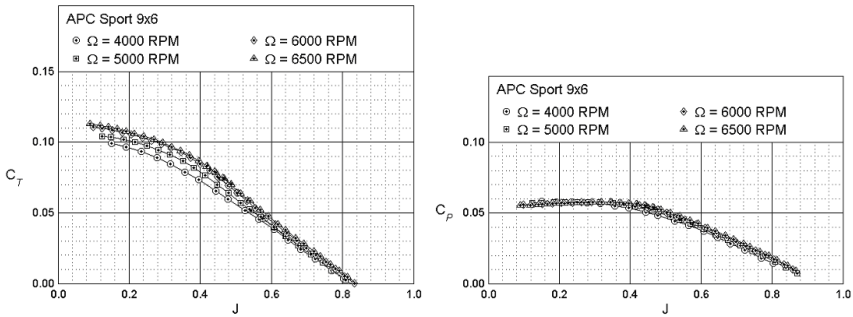


Fig. 69, source : <http://m-selig.ae.illinois.edu/props/propDB.html>

L'abscisse de ces polaires n'est pas directement la vitesse de vol, mais le facteur d'avancement de l'hélice :

$$J = V / (N \cdot Dia)$$

J est un coefficient adimensionné, rendant possible la comparaison des hélices en faisant abstraction de leur taille. Il traduit l'incidence du profil de l'hélice, c'est à dire l'angle (fig. 70) entre sa corde et le vecteur de la vitesse relative à cet endroit (obtenue par composition de la vitesse de vol et de vitesse périphérique). Cet angle est généralement considéré à 70% du rayon de l'hélice.

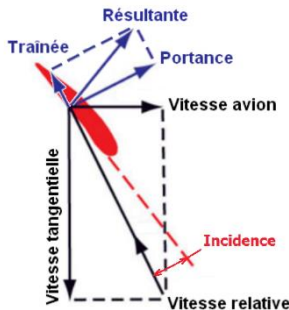


Fig. 70

J est donc l'équivalent du Cz au niveau de l'hélice. Et, comme pour une aile, il en résulte une portance et une traînée qui, projetées dans le référentiel de l'avion, donnent la traction d'hélice et le couple résistant (que le moteur doit vaincre).

Par définition, la valeur maximale de J est donc : $J_{\max} = Pas / Dia$

$J = 0$ représente la condition statique (vitesse nulle), c'est à dire au sol. Si on reprend les polaires C_t et C_p avec $J = 0$, les coefficients correspondants C_{t0} et C_{p0} nous permettent donc de déterminer directement la traction et la puissance statique.

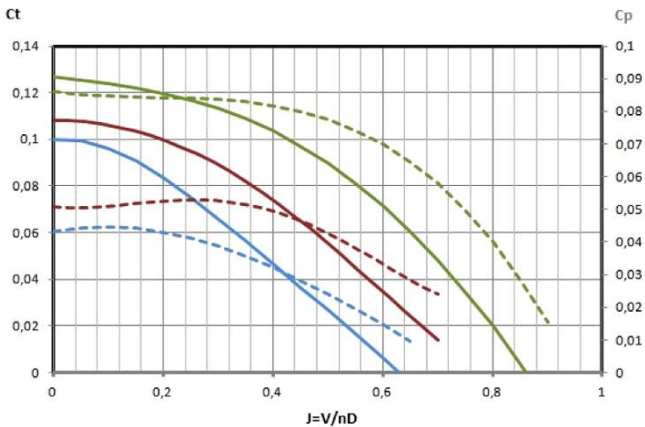


Fig. 71, coefficients de traction (traits pleins) et de puissance (pointillés) de diverses hélices (en bleu APC 8x4E, en rouge APC 9x6S et en vert APC 7x6E).

Pour nos modèles réduits, les polaires de C_t et C_p peuvent être trouvées sur le site de Michael Selig précédemment indiqué ou sur l'excellent site de Guillaume Rouby (<http://aerotrash.over-blog.com/>).

Il est aussi possible d'estimer ces coefficients de manière satisfaisante à l'aide des corrélations suivantes (travaux de Guillaume Rouby basés sur les hélices APC) :

$$C_t = -0,082 \cdot (J - J_{\max})^3 - 0,25 \cdot (J - J_{\max})^2 - 0,264 \cdot (J - J_{\max}) + 0,02$$

$$C_{p0} = k \cdot (0,197 \cdot J_{\max}^3 - 0,298 \cdot J_{\max}^2 + 0,225 \cdot J_{\max} - 0,02)$$

$C_p = C_{p0}$ jusqu'à $J_{\max \text{réel}}/2$ puis décroissant linéairement jusqu'à environ $C_{p0}/3$ à $J_{\max \text{réel}}$ (son calcul est défini ci-après).

Avec : $k = 0,8, 1$ et $1,3$ suivant la largeur de pale (étroite, normale, large type « SF »).

On remarquera sur les polaires de C_t et sur la corrélation associée que le pas réel (correspondant à $C_t = 0$) est plus important que le pas (probablement purement géométrique) donné par les constructeurs.

En moyenne, on a:

$$Pas_{réel} = 0,85.Pas + 0,2.Dia$$

D'où :

$$J_{\max\ réel} = 0,85.Pas / Dia + 0,2$$

La vitesse de traction nulle (T_0), désignée communément par l'anglicisme « Vpitch » (vitesse de pas), est alors de :

$$V_{T_0} = Pas_{réel} \cdot N_{T_0}$$

NOTA

Le fonctionnement de l'hélice est optimal quand l'air brassé est « propre » et quand une bonne continuité est assurée entre le cône et le fuselage. En conséquence, le résultat sera moins bon qu'estimé ici dans le cas d'une installation avec un gros capot moteur ouvert, type Baron, ou derrière une aile (d'où le bruit caractéristique de certains appareils « pusher », les pales de l'hélice traversant à chaque tour le sillage de bord de fuite de l'aile).

4.9.4 Focus sur le rendement d'hélice

Le rendement d'hélice (fig. 72) est le ratio entre sa puissance transmise à l'avion et la puissance mécanique nécessaire à l'arbre pour l'entraîner en rotation (c'est à dire vaincre sa traînée, on y revient encore !).

Soit :

$$\eta = Ph / P_{mot} = J.C_t / C_p$$

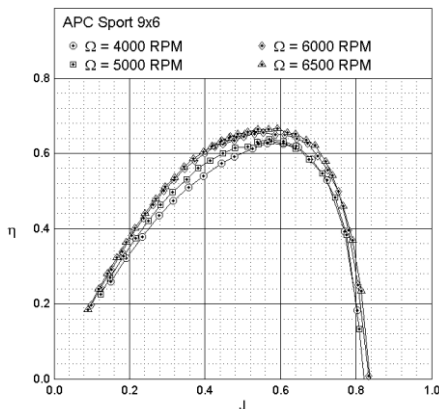


Fig. 72

On notera que le rendement est nul à l'arrêt et J_{max} (donc à V_{pitch}), ce qui est logique puisque dans le premier cas il y a bien une force mais pas de déplacement (donc pas de travail fourni) tandis que c'est l'inverse dans le second cas (traction nulle).

Muni du modèle d'hélice ci-avant, il devient aisé d'étudier l'influence des différents paramètres de l'hélice sur son rendement.

Commençons par le pas, à iso-diamètre :

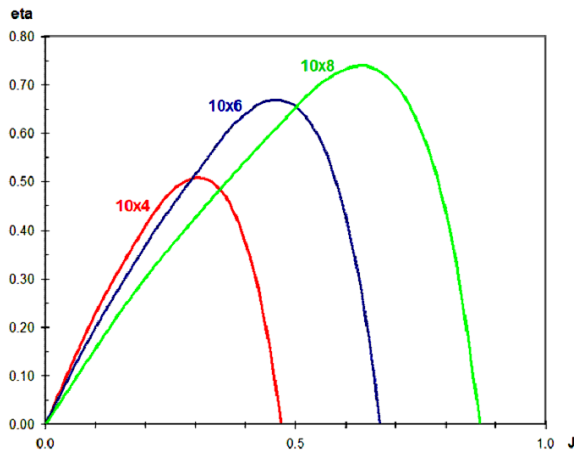


Fig. 73

Cette influence, qui confirme la constatation faite en §4.9.1, s'avère majeure tant sur la valeur de rendement maxi que sur la valeur de J correspondante. Cela s'explique tout naturellement par l'augmentation de traction à vitesse plus élevée, donc de puissance Ph , quand le pas augmente.

Cette même étude peut être produite au niveau de l'avion, en fonction de V_x au lieu de J (cf. §4.9.1), et on remarquera alors que la puissance maximum est transmise par l'hélice à une certaine vitesse de vol qui dépend du pas, généralement à 60% de V_{pitch} . Si le pas d'hélice est trop faible, le rendement propulsif maximum peut être situé trop bas dans l'enveloppe de vol de l'avion. Aux allures nominales, l'hélice fonctionne alors à un rendement médiocre et dilapide la puissance moteur.

L'influence de la qualité aérodynamique de l'hélice peut elle aussi être significative, il peut y avoir jusqu'à 10% de différence de rendement entre une hélice en bois taillée sommairement et une hélice moulée moderne.

En comparaison, et toujours contrairement aux idées reçues, l'influence du diamètre d'hélice est anecdotique, puisque qu'une bonne hélice grande de plusieurs mètres de diamètre n'offre un rendement maximum guère supérieur que

de 5 à 10% à celui (environ 75%) d'une bonne hélice de racer de seulement 5" de diamètre. A noter aussi, pour finir de fixer les idées, qu'une minuscule GWS 3x3 (soit même pas 8 cm de diamètre...) offre un rendement max de presque 70% ! En conséquence, l'argumentaire justifiant l'association d'un réducteur avec une grande hélice tient difficilement, la perte de rendement due au réducteur étant généralement du même ordre que les gains par effet de diamètre d'hélice (très faibles donc) et par augmentation de KV moteur (cf. ci-après). Sans parler du coût et de la complexité de cette solution.

NOTA

- S'il ne fallait donc retenir qu'une seule chose au moment de choisir une hélice, c'est donc que son diamètre n'est pas du tout un critère déterminant de son rendement. A contrario, un pas mal adapté, typiquement sous-dimensionné par rapport à la vitesse de vol de l'appareil, est une vraie source de gaspillage d'énergie. Cela affecte tant le rendement intrinsèque de l'hélice que le rendement propulsif, si le rendement max de l'hélice se trouve mal placé dans l'enveloppe de vol.
- Le seul critère de choix du diamètre tient à la tenue mécanique de l'hélice à la force centrifuge. Cette dernière étant proportionnelle au rayon et au carré du régime de rotation, il est donc évident que, pour monter en puissance, il n'est pas possible d'augmenter indéfiniment le régime de rotation et il faut passer par une augmentation du diamètre d'hélice. Cette logique s'appliquant aussi aux moteurs, tant thermiques qu'électriques, dans la majorité des cas il est possible (et généralement plus intéressant) de conserver un entraînement direct.

4.9.5 Nombre de pales et équivalence de diamètre

Cp0 dépendant principalement de Jmax (les termes en Jmax³ et Jmax² s'annulant à l'ordre un), donc de Pas/Dia, on en déduit que la puissance à l'arbre nécessaire à l'entraînement d'une hélice à un régime donné est fonction de Pas.Dia⁴.

En conséquence, l'équivalence de puissance [à iso régime] entre deux hélices de n pales peut s'écrire ainsi :

$$n_1.Pas_1.Dia_1^4 = n_2.Pas_2.Dia_2^4$$

Contrairement aux idées reçues (plus il y a de pales et plus chacune verrait le sillage de la précédente), l'impact du nombre de pales sur le pas réel est mineur, de l'ordre de 1 à 5% en passant de bi à tripale. L'effet est un peu plus sensible au sol, la vitesse d'avancement dans l'air étant nulle, mais le sol n'est pas le vol...

4.9.6 Modèle de moteur électrique

Un ensemble moteur électrique et contrôleur est assimilable (fig. 74) à une résistance (R) en série avec une inductance (générant une f.c.e.m., force contre-électromotrice) :

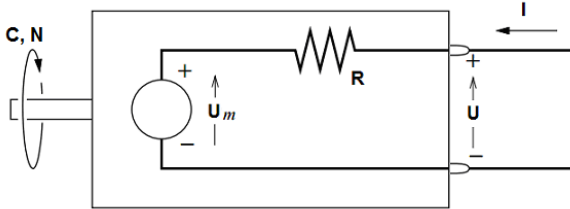


Fig. 74

On a :

$$P_{meca} = U.I.\eta_{mot} = C.N$$

Avec :

Entrée (électrique) : I l'intensité (en A), U la tension (en V)
Sortie (mécanique) : C le couple (en N.m), N le régime (en rad.s⁻¹)

Les équations fondamentales sont les suivantes :

$$C = \frac{I - I_0}{KQ}$$

$$U = U_m + R.I$$

$$U_m = (1 + k_c.N). \frac{N}{KV}$$

$$R = R_0.(1 + k_T.\Delta T) = R_0 + R_0.k_T.\frac{\Delta T_{max}}{I_{max}^2}.I^2$$

Avec :

R : résistance interne du moteur (R₀ à froid)

I₀ : intensité à vide du moteur

KV : constante de régime

KQ : constante de couple

k_T.ΔT : correction de résistance interne en fonction de l'élévation de température (k_T = 0.0042 °C⁻¹ pour le cuivre)

k_C.N : correction de couple en fonction du régime

Ces deux corrections sont généralement négligées, tandis que KQ peut être approximé à KV, d'où le système d'équations :

$$N \cong (U - R_0.I).KV$$

$$C \cong \frac{(U - R_0 \cdot I) \cdot (I - I_0)}{N}$$

Il ne reste plus qu'à trouver les constantes R_0 , I_0 et KV (sachant que, dans le cas des moteurs brushless, il s'agit de constantes apparentes qui intègrent à la fois les caractéristiques du moteur mais aussi celles du contrôleur). Or, mis à part le KV, les autres constantes sont peu ou pas documentées par les constructeurs. Il faut généralement passer par des essais sur banc ou s'appuyer sur les données de logiciels comme DriveCalc.

Comme pour les hélices avec C_p et C_t , une manière efficace de procéder est de modéliser ces constantes en fonction de paramètres accessibles, de manière à s'affranchir de la connaissance intime de chaque moteur. Guillaume Rouby (encore lui !) a eu l'idée de s'appuyer sur la masse du moteur (notée m), sur la base de deux évidences (encore fallait-il les exploiter correctement...) : plus un moteur est gros ou plus il tourne vite, plus il est puissant et meilleur est son rendement.

Les corrélations sont aussi pertinentes qu'étonnantes de simplicité :

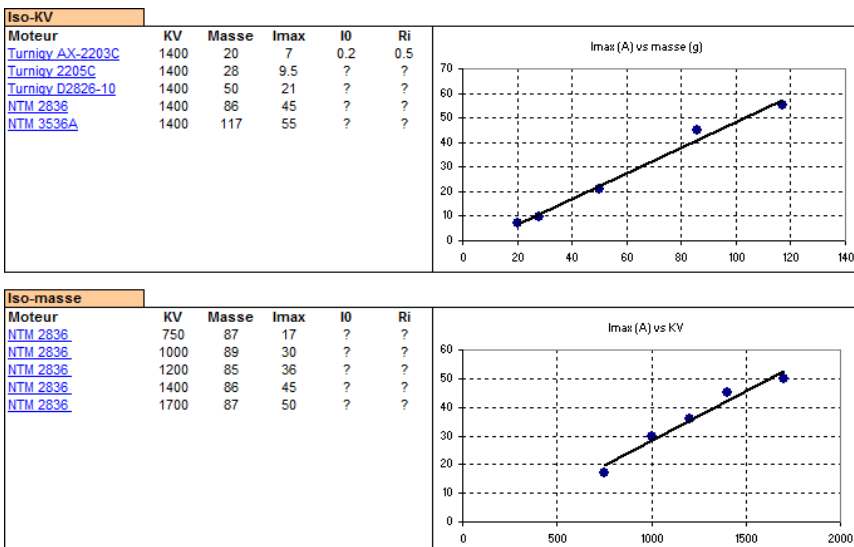
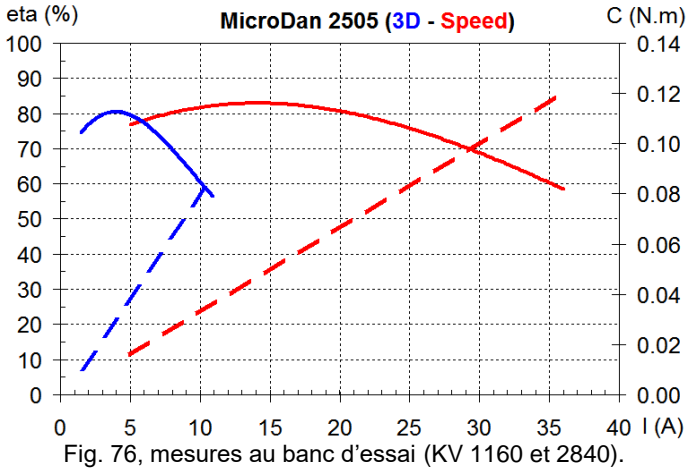


Fig. 75

On peut en déduire un critère de performance (allant d'environ 2, médiocre, à 3, excellent) classant au premier ordre les moteurs électriques (m en kg) :

$$Q_{mot} = \frac{P_{max}}{KV \cdot m}$$

Un dernier point concerne l'effet du KV sur le couple et le rendement, facilement identifiable sur un moteur décliné en deux bobinages très différents :



A l'identique d'un moteur classique à balais, le couple d'un brushless est donc strictement proportionnel au courant absorbé. Le couple maximum du moteur de KV élevé s'avère sensiblement supérieur à celui de faible KV, pourtant synonyme de « plus coupleux » dans l'inconscient collectif. Ce qui est vrai, mais à iso-régime. Côté rendement, on constate une bonification et un étalement de la plage d'utilisation avec le KV.

NOTA

Ces constatations montrent que, étant donné le faible impact du diamètre de l'hélice sur son rendement, utiliser une hélice « pas trop grande » avec un moteur à KV « pas trop faible », plutôt que le contraire, peut être bénéfique tant pour la masse du GMP que pour le rendement propulsif.

Les modélisations découlant de ces corrélations sont les suivantes :

$$R_0 = 0.005 + 31. \frac{k}{m^{1.6} \cdot KV^{1.4}}$$

$$I_0 = \frac{KV}{1 + \delta KV} \cdot (8.10^{-6} \cdot m + 6.10^{-9} \cdot (\frac{N}{m})^{1.5})$$

Avec :

k = coefficient de qualité du moteur (bon 0.75, moyen 1, mauvais 1.25)

Correction de KV si > 1000 : $\delta KV = 6.10^{-6} \cdot (KV - 1000)^{1.7}$

I_0 est ici corrigé en fonction du régime moteur réel (second membre de l'équation), ce qui permet d'intégrer de manière implicite les corrections $kT.\Delta T$ et $kC.N$ identifiées ci-avant.

Une dernière relation permet de compléter cet édifice :

$$I = \frac{U - N / KV}{R.(1 + 0,07.N / KV)}$$

N est le régime statique (au sol), qui peut être fixé a priori en considérant le cas de chargement du moteur :

$$\frac{N}{KV.U} = 65\% \text{ (très chargé), } 75\% \text{ (normal), } 85\% \text{ (peu chargé)}$$

De la même manière, on pourra utiliser les valeurs suivantes de tension d'accu, génériques dans le cas d'une utilisation « normale » (intensité entre environ 1/2 et 2/3 I_{max} continu) : $U / \text{élément} = 2.8 \text{ V (LiFe), } 3.5 \text{ V (LiPo - Li-Ion)}$

NOTA

Attention, tout ce qui précède repose implicitement sur le régime de plein gaz au sol, seul point de fonctionnement parfaitement caractérisé du GMP. En régulation de régime, on obtient ce type de résultat :

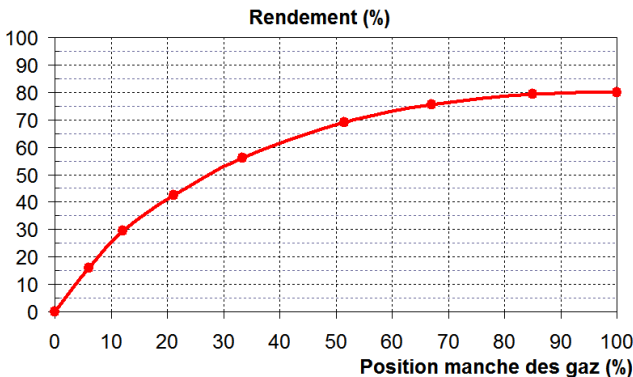


Fig. 77, mesures au banc d'essai à consigne variable.

On en conclura de facto qu'une motorisation trop puissante pour le besoin, travaillant donc en permanence à régime partiel, est largement défavorable au rendement et donc à l'autonomie.

4.9.7 Stratégie d'assemblage des modèles

Vient le moment d'assembler ces modélisations pour déterminer un GMP. Pour cela, il faut avant tout déterminer une stratégie de résolution, en choisissant dans toutes les données manipulées celles qui seront les sorties des calculs, les autres étant donc les données imposées en entrée.

Généralement, le choix a priori des caractéristiques moteur s'avère assez délicat, alors que celui de la puissance électrique est plus naturel (grâce des ordres d'idées bien connus comme : 100 W/kg pour un vol tranquille, 200 W/kg pour un vol plus dynamique, 400 W/kg pour « monter aux arbres »). De même, le choix de l'hélice est assez simple une fois qu'on a intégré l'importance du pas. In fine, il est donc assez logique d'imposer la puissance électrique (donc la tension d'accu et une intensité a priori) et l'hélice pour ensuite déterminer le régime et la traction au sol (valeurs de contrôle) puis en conséquence les caractéristiques (m , KV, IO, R0) du moteur répondant au travail à fournir.

Bien évidemment, si le moteur est connu, il est aussi possible d'utiliser ses caractéristiques en imposant l'hélice et la tension d'accu pour constater le résultat (I , N , T_{stat} , puis T_{vol}).

Dans la simulation en vol, il est aussi important de considérer l'évolution du régime moteur en fonction de la vitesse de vol. Le calcul de la vitesse de vol maximale en palier est alors nettement plus juste (avec, parfois, la surprise qu'elle dépasse la vitesse de pas au sol...), et il devient aussi possible de calculer l'intensité en vol, donc l'autonomie.

4.10 Mise au point

Les calculs de CG et de calages sont une bonne base pour aborder sereinement le premier vol. Mais il ne faut surtout pas perdre de vue que des approximations subsisteront toujours, quelle que soit la finesse ou la puissance des calculs ou des logiciels utilisés. Les premiers vols seront donc réalisés avec les précautions d'usages et devront donc avant tout être consacrés à finaliser les réglages, principalement les trims, le centrage et les angles moteurs.

Ces réglages étant interdépendants, l'ordre de réglage et la méthodologie associée sont essentiels pour éviter de tomber dans le piège classique de la correction d'un défaut par un autre défaut, comme par exemple essayer de compenser une tendance à monter en avançant le centrage. Certes, ça peut fonctionner, mais au prix d'un comportement dénaturé à certaines allures de vol.

4.10.1 Réglages en atelier

La première chose à faire consiste à matérialiser, par exemple via une cordelette tendue le long du fuselage entre deux morceaux de scotch de carrossier, l'axe médian du fuselage (fig 78) qui servira de référence de mesure pour les calages et d'horizontalité pour le centrage. En règle générale, cet axe passe par le cône d'hélice, ou la pointe de nez pour un planeur, et la demi-hauteur de la poutre de queue juste avant la dérive.

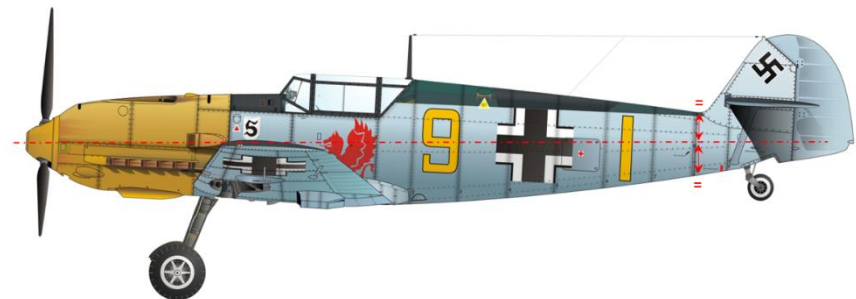


Fig. 78, matérialisation (trait en rouge) de l'axe médian du fuselage.

Plusieurs techniques permettent de mesurer la position du CG, et donc de le régler. La plus courante consiste à mettre le modèle en équilibre sur un support (voire nos doigts, même si c'est nettement moins précis) à la position calculée : si le modèle penche en avant, il est centré plus avant et il faut donc reculer les masses, et inversement, le but étant que l'axe médian du fuselage soit parfaitement horizontal. Dans le cas d'un appareil à aile basse, il est

généralement préférable de le positionner sur le dos de manière à ce que l'équilibre sur le support soit stable (CG vertical plus bas que le point de contact).

Une autre technique, dite de la pesée (fig. 79) et issue de l'aviation grandeur, s'avère plus précise et très pratique à mettre en œuvre. Le principe consiste à poser l'appareil sur des balances, au niveau du train principal (une balance sous chaque roue et une balance sous le milieu d'une poutre sur laquelle sont posées les roues) et une sous la béquille de queue ou la troisième roue. Cela fonctionne aussi avec un planeur, que l'on pose sur deux balances via deux berceaux. Dans les deux cas, l'appareil doit être le plus horizontal possible, comme il le serait en vol à allure normale.

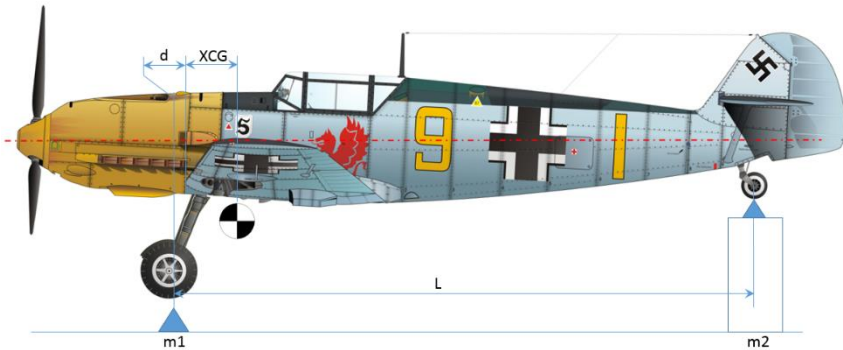


Fig. 79, mesure de la position du CG par pesée.

A partir de ce schéma, un simple calcul de levier, facilement automatisable sur une feuille Excel (proposée sur le site de l'auteur, avec un calcul automatique du plomb de centrage), permet de déterminer la position du CG :

$$X_{CG} = \frac{m2}{m1 + m2} \cdot L - d$$

Avec : L, d et XCG positifs quand les points associés se trouvent derrière la verticale des roues principales, sinon négatifs.

Toujours par rapport à l'axe médian du fuselage, les angles de calage sont calculés par trigonométrie (fig. 80) :

$$\alpha = \arcsin\left(\frac{H1 - H2}{C}\right)$$

Avec : H1-H2 = hauteur du bord d'attaque par rapport au bord de fuite.
C = corde.

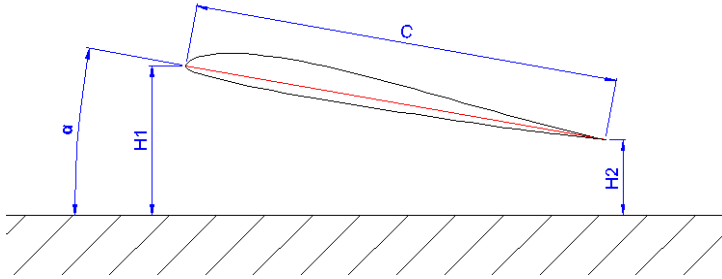


Fig. 80

S'agissant généralement de petits angles, la relation entre angle (en degrés) et cotes mesurées (en mm) peut être simplifiée en :

$$\alpha \approx 57. \frac{H1 - H2}{C}$$

4.10.2 Réglage des trims

L'exercice peut sembler trivial, pourtant force est de constater que beaucoup de pilotes s'astreignent à compenser aux manches une tendance à piquer, cabrer ou virer d'un modèle pour simplement conserver [au sol] les gouvernes bien alignées avec les voilures. Certes, c'est mieux au niveau esthétique, mais quel inconfort... De même, il est courant de chercher à compenser une tendance à engager en tangage ou roulis par l'ajout de plomb, ce qui est une erreur car, dans le premier cas cela affecte la stabilité longitudinale, dans le second cela ajoute de l'inertie en roulis.

Pourtant il n'y a rien d'anormal à trimmer une gouverne pour compenser un inévitable défaut, aucun avion n'étant construit de manière parfaitement droite ou symétrique, quand il n'est pas tout simplement mal conçu. Donc, ce qui prime avant tout est d'obtenir un vol droit, et pour cela une seule possibilité : lâcher complètement les manches (stricto sensu, en ôtant les doigts de la radiocommande), observer la trajectoire du modèle puis trimmer en conséquence jusqu'à obtenir une trajectoire parfaitement rectiligne, sans aucune intervention sur les manches. Dans le cas d'un modèle motorisé, étant donné l'interaction possible avec les angles moteur, il convient d'effectuer le réglage des trims à faible puissance, disons au tiers de gaz, ce qui permettra par la suite d'analyser l'évolution de son comportement plein gaz et affiner les réglages (voir ci-après).

4.10.3 Vérification du centrage

Le principe consiste à inscrire l'appareil sur une condition de vol (incidence, Cz ou vitesse de vol) la plus éloignée possible de la condition d'équilibre pour laquelle le modèle est réglé, puis ensuite d'observer la manière dont s'opère le retour à l'équilibre et ajuster en conséquence la position du CG. Cet aspect est fondamental car, par définition, sans déséquilibre important, l'action de la stabilité ne peut être mise en évidence.

Le préalable à tout test du centrage consiste donc à réaliser avec soin la condition d'équilibre, en ajustant la puissance moteur et le trim de profondeur (manche lâché, rappel) jusqu'à ce que le modèle tienne naturellement un palier sans aucune correction aux manches et à une vitesse adaptée.

Plusieurs méthodes répondent à ce principe :

- Test du piqué : le plus universel et tout particulièrement utilisé en planeur, il repose sur un changement d'incidence engendrant une évolution significative de la vitesse de vol.
- Test du cabré : pendant opposé du test du piqué, il nécessite une motorisation sinon la rapide perte de vitesse finit en décrochage avant que l'effet de la stabilité soit interprétable.
- Mise sur le dos : ce test repose sur un changement radical d'équilibre à iso-vitesse et ne peut s'appliquer qu'à un appareil un minimum apte au vol inversé. Le principe est simple : plus le centrage est avant et plus il faut compenser à piqué pour tenir le palier en vol dos, tandis qu'un centrage neutre ne nécessite pas de correction une fois la trajectoire inscrite (ce qui se passe en transitoire le temps de passer en vol dos n'est pas significatif). Cette méthode est particulièrement utile sur les jets, pour lesquels le test du piqué est inapplicable, ou pour les voltigeurs dont on souhaite par ailleurs le minimum possible de correction aux manches quelle que soit l'attitude de vol. Ce test peut aussi être un bon complément au test du piqué. Par exemple, la nécessité d'une compensation significative à piqué en vol inversé est en contradiction avec un test piqué neutre et doit interpeller le metteur au point sur la manière dont il a mené ce dernier.

La lisibilité du test du cabré peut être altérée par un piqueur moteur mal réglé, la traction moteur générant alors un moment parasite en tangage. Sachant que la traction évolue en fonction de la vitesse de vol, ce moment est de surcroît non constant. Le piqueur ne pouvant être finalisé qu'une fois le centrage parfaitement au point, ce test nécessite donc un certain savoir-faire pour déterminer –sans trop tourner en rond- qui du centrage ou des calages engendre le comportement observé.

Il en va de même pour le test de la mise sur le dos dans le cas d'un avion. Ce test souffre aussi d'un second défaut dans le cas d'un biplan : l'interaction entre les deux ailes n'étant pas la même en vol dos qu'en vol normal (profils et décalage axial des ailes inversés), l'équilibre entre ces deux phases de vol n'est donc pas forcément identique alors que le centrage peut être neutre.

Pour ces raisons, le test du piqué est donc à privilégier, quand il est utilisable, car il permet de bien séparer les différents réglages. Pour l'exécuter correctement et avoir un résultat vraiment exploitable, il est aussi indispensable de suivre une méthodologie précise :

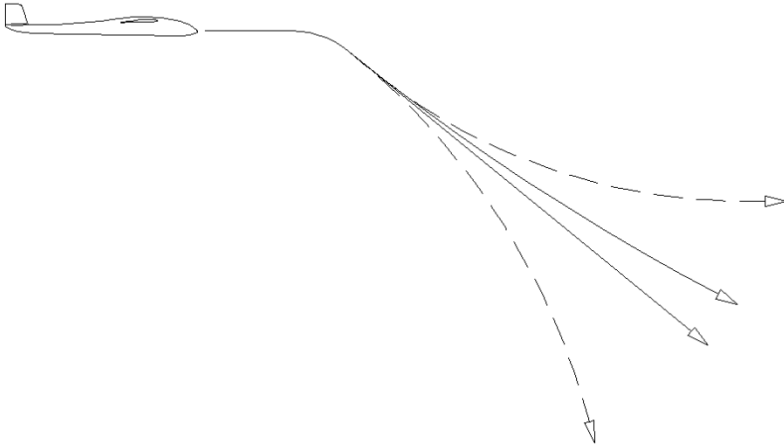


Fig. 81

- Positionner le modèle face au vent et à une altitude suffisante, environ 50 à 100 m suivant l'échelle.
- Dans le cas d'un modèle motorisé, choisir un régime moteur le plus bas possible, juste assez pour tenir en l'air.
- Régler le trim de profondeur (= équilibrer longitudinalement l'appareil) pour tenir naturellement le palier à une vitesse faible.
- Mettre brusquement le modèle en piqué à environ 30 – 45° de pente, et lâcher (comme pour le réglage des trims) aussitôt le manche de profondeur.
- Observer les réactions du modèle : s'il redresse trop vite c'est que le CG est trop avant (forte stabilité), s'il accentue le piqué le CG est arrière (accentuation de la perturbation initiale), s'il conserve la pente de descente le CG est neutre. Généralement, on cherche toujours à avoir un CG neutre (voltige) à légèrement avant (cas général), c'est-à-dire avec une remise à plat très douce au test du piqué.
- Poser puis avancer ou reculer le CG en conséquence par déplacement ou ajout de masses (accu, plomb). Procéder pas à pas et éviter une modification trop sensible, il vaut mieux réaliser plusieurs vols pour arriver tranquillement au but plutôt que tout vouloir régler dès le premier vol. Un bon compromis consiste à modifier le CG par pas de 2% de C_{moy} .
- Attention, chaque déplacement du CG nécessitera ensuite de retoucher le trim de profondeur pour retrouver la condition d'équilibre initiale : à piquer si on recule le CG, à cabrer si on l'avance.

4.10.4 Finalisation du calage de stab

Une fois le CG réglé, quelle que soit la méthode, observer la position de la gouverne de profondeur. Pour résoudre un décalage à cabrer, il faut soit augmenter le calage d'aile (mais cela modifie la ligne de vol), soit réduire le calage de stab (l'idéal), ce qui revient dans les deux cas à augmenter le Vé longitudinal. C'est bien sûr l'inverse si la gouverne est trimmée à piquer. Là aussi procéder de manière progressive jusqu'à avoir la gouverne de stab parfaitement au neutre. A noter que, sauf défaut majeur, ce réglage est parfaitement optionnel car il est purement esthétique et ne change pas les qualités de vol.

4.10.5 Angles moteur

Dans le cas d'un modèle à moteur, la mise au point se poursuit par le réglage du calage moteur, décomposé en deux angles : anti-couple (axe de lacet) et piqueur (axe longitudinal). Depuis le palier au tiers des gaz, trims réglés, la mise plein gaz ne doit pas modifier la ligne de vol, le modèle devant continuer à tirer tout droit. Si tel n'est pas le cas, les deux angles sont ajustés en conséquence. Pour l'anti-couple, il est pratique d'affiner ce réglage en procédant à des phases d'ascension plein gaz les plus verticales possibles car il est ainsi plus aisé de visualiser une déviation de trajectoire en lacet.

Le principe de l'anti-couple est développé au paragraphe §5.16.

Le réglage du piqueur moteur est un peu plus complexe qu'il n'y paraît. Son principe consiste à utiliser la traction moteur pour équilibrer, dans toutes les phases de vol, les moments longitudinaux de l'avion tout en gardant une portance d'aile constante, le tout dans le but de limiter au maximum l'influence du moteur sur la trajectoire. Pour cela, il faut distinguer trois phases de vol successives lors d'une variation de puissance moteur :

- Effet instantané : si l'axe de traction moteur ne passe pas par le CG, la variation de la traction engendre une variation de moment de tangage, donc in fine de l'incidence de l'avion. Variation d'incidence à laquelle la stabilité en tangage va plus (CG avant) ou moins (CG neutre) s'opposer. Donc, pour qu'un avion soit "neutre" à la variation de la puissance moteur, il faut d'autant plus soigner l'alignement de l'axe moteur avec le CG que l'avion est aérodynamiquement neutre.
- Transition : une variation de la puissance moteur entraîne une variation de la vitesse de vol. Pour conserver la trajectoire, elle doit s'accompagner d'une variation inverse du C_z , donc d'incidence, de l'aile. Même s'il est possible de la piloter avec la gouverne de profondeur, cette adaptation de l'incidence se fait plutôt en utilisant un moment piqueur généré par la traction moteur, donc en ajoutant un certain angle piqueur relativement à l'axe moteur théorique passant par le CG. Le moment aérodynamique de rappel à l'équilibre de l'avion étant d'autant plus important que la marge statique est grande, cette

correction de piqueur sera donc d'autant plus importante que l'avion est centré avant.

- Nouvelle situation d'équilibre : l'avion étant maintenant stabilisé à vitesse constante, le besoin en piqueur moteur est cette fois moins important que lors la phase de transition, puisque seul l'équilibre des moments longitudinaux doit être réalisé.

Idéalement, chaque phase nécessiterait donc un angle piqueur spécifique. Il faudra donc trouver un compromis entre ces trois besoins contradictoires, principalement entre l'adaptation "automatique" de l'incidence de l'aile en fonction de la puissance moteur et l'équilibre des moments à vitesse stabilisée. Concrètement, on peut obtenir assez facilement un comportement moteur relativement « neutre » sur toute l'enveloppe de vol d'un avion à aile basse ou surtout médiane, surtout s'il est centré plutôt neutre. Les choses sont un peu plus compliquées pour un appareil à aile parasol pour lequel le moteur est placé bien plus bas que le CG de l'avion ou, dans le cas inverse, d'un moteur monté en pylône. A noter que la qualification de "piqueur" de l'angle longitudinal du moteur est parfois abusive, puisqu'un moteur placé haut-dessus et devant le CG sera réglé "cabreur". De même, l'angle à utiliser est inversé par rapport à l'habitude dans le cas d'un moteur monté propulsif.

En première approche pour dégrossir le réglage à l'atelier, on pourra se contenter de faire passer, en vue longitudinale, l'axe de traction moteur par le centre de gravité estimé. Charge ensuite aux essais en vol d'affiner la correction de piqueur à y apporter. Par facilité si la correction à apporter est faible, il est aussi possible d'utiliser un mixage du manche des gaz vers la fonction profondeur pour corriger le moment parasite généré par la traction moteur.

4.10.6 Affinage des débattements

On terminera les réglages par l'affinage des débattements de manière à obtenir des réactions, précises et linéaires (= parfaitement proportionnelles à l'action sur le manche) sur chaque axe, ainsi qu'homogènes entre les différents axes. Cette étape, souvent négligée, fait pourtant la différence entre deux avions identiques dont l'un vole manifestement mieux que l'autre. Certes, on peut invoquer le talent du pilote, mais ce serait oublier celui, encore plus important, de metteur au point. Obtenir un résultat parfait est parfois assez fastidieux, mais peut être sensiblement facilité par l'utilisation des fonctions de réglage en vol proposées par certaines radiocommandes programmables.

Ces réglages concernent principalement les débattements des fonctions profondeur (tangage), ailerons (roulis) et dérive (lacet), via le formatage de manche (appelé généralement « dual-rate », terme peu approprié issu des premières radiocommandes), le différentiel d'aileron, les couplages profondeur-volets-ailerons et la courbure d'aile. L'exponentiel est à manier avec précaution, son objectif principal n'étant pas d'adoucir des réactions trop vives (c'est l'objet

du « dual-rate ») mais de linéariser la réponse sur toute la course. Dans certains cas, cela passe d'ailleurs par un exponentiel inverse.

Une fois les réglages effectués sur la radio, on veillera à les transposer vers des réglages mécaniques, tout particulièrement concernant les neutres et, surtout, les débattements des servos. Mis à part la beauté du geste, cela a des conséquences tout à fait pratiques, en l'occurrence sur l'autonomie et même la sécurité du vol. En effet, la consommation électrique d'un servo est directement fonction du couple qu'il doit délivrer pour actionner la gouverne, lui-même dépendant du rapport de réduction entre le servo et la gouverne. On aura donc tout intérêt à utiliser le maximum de la course du servo via le réglage du bras de levier de palonnier pour réduire le couple à fournir pour un débattement de gouverne donné, au lieu d'utiliser un trop grand bras de levier et limiter électroniquement la course. La consommation électrique sera réduite, donc l'autonomie sera meilleure, le servo vieillira moins vite et le risque d'une baisse de tension ou d'une mise en sécurité d'un système BEC (pouvant conduire à une perte de contrôle) limité. La précision de pilotage y gagne aussi, le jeu angulaire des gouvernes (pour des jeux donnés dans la chaîne de commande) étant minimisé tandis que la résolution (512 pas, 1024 pas, etc.) de la chaîne électronique de commande du servo est intégralement exploitée.

5. Pour aller plus loin

Ce dernier volet va permettre de creuser plus en détails certains aspects soulevés tous au long de ce dossier. Là aussi, plutôt que viser l'exhaustivité, nous aborderons des points pratiques qui concernent tout autant la compétition que le modélisme de tous les jours.

5.1 Influence de la charge alaire

Soit un planeur performant de 2m d'envergure, allongement 10, profil SB96, charges alaires 20 g/dm² (à vide) et 40 g/dm² (ballasté).

Etudions d'abord les polaires des vitesses et finesse en palier (fig. 82) :

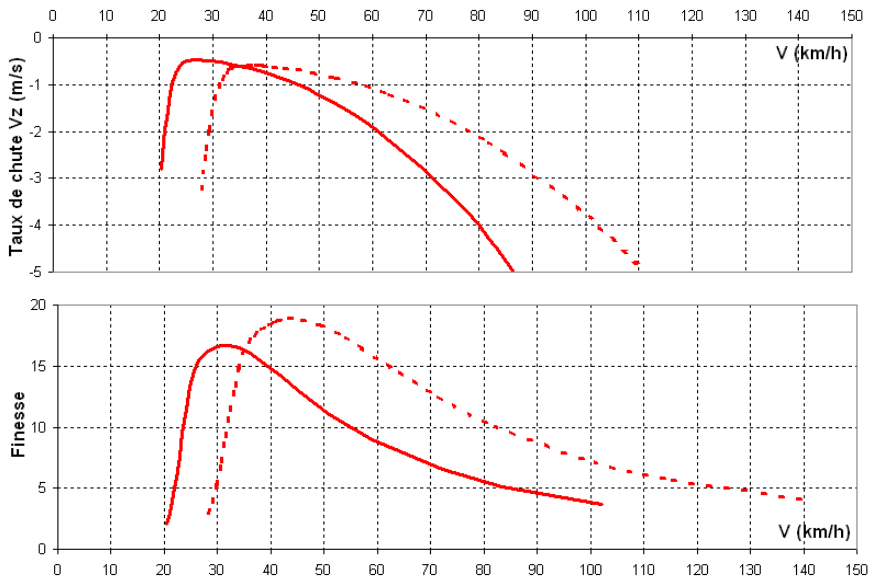


Fig. 82

On en déduit que :

- En gratte (recherche du taux de chute mini), il vaut mieux voler à peine un peu plus vite que la vitesse de taux de chute mini (ici environ 25 km/h), les performances sont quasi-identiques alors qu'en dessous elles se dégradent très vite (cas typique en planeur où, dans une zone aérologiquement défavorable, le pilote débutant insiste lourdement sur la profondeur en croyant ainsi remonter alors qu'il aggrave ainsi le taux de chute). Second bénéfice, cela permet en même temps de voler à une finesse proche de la finesse maxi.

- La charge alaire impacte significativement la finesse max et les performances à haute vitesse. Pour un même taux de chute de 3 m/s, doubler la charge alaire permet sur cette machine de voler à 90 km/h au lieu de 70 km/h. Soit presque 30% plus vite...
- Les mêmes polaires avec un profil vraiment différent (au hasard, un simple ClarkY) montreraient que la charge alaire, tout comme l'allongement, a un impact sensiblement plus important sur les performances que le profil.

NOTA

Cette bonification de la finesse max avec la charge alaire est typique des petites échelles à cause de l'influence du nombre de Reynolds sur le fonctionnement du profil. A contrario, le Cx profil des très grands modèles et des appareils grandeur est quasiment constant et la finesse max est assez peu impactée par la charge alaire. Par contre, on observe le même décalage des performances vers des vitesses plus élevées.

5.2 Comparatif des configurations aérodynamiques

Voici un comparatif en taux de chute et finesse en palier (fig. 83) pour deux masses (0.8kg et 1.6 kg) entre modèles standard (rouge), aile volante (vert) et canard (bleu) à iso-configuration : même géométrie d'aile (envergure 2m, surface 40dm², flèche moyenne nulle, Eff=0.6), ainsi que mêmes Vs (= 0.5) et profil d'aile entre standard et canard (SB96). Le profil retenu pour l'aile volante est quant à lui spécifique (Cm0≥0) mais avec des performances équivalentes à celles du SB96.

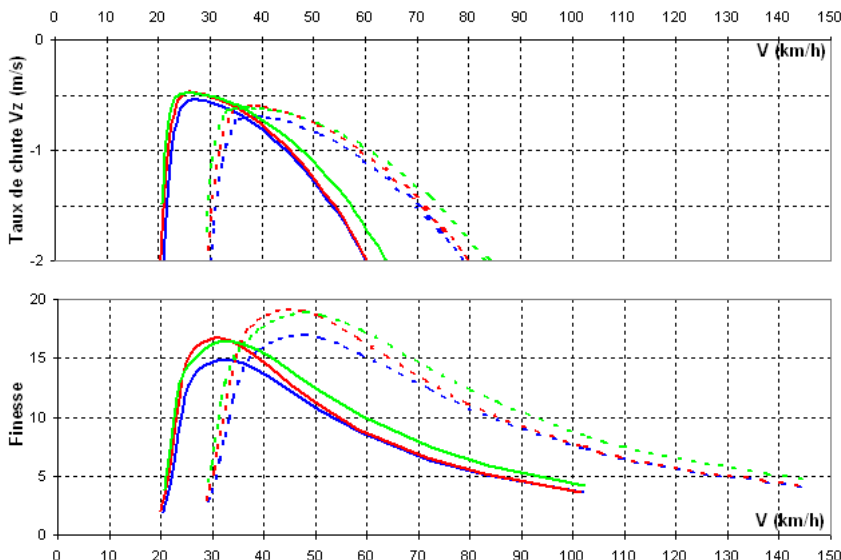


Fig. 83

Les différences de performances sont sans appel : quelle que soit la charge alaire, les performances du canard sont sensiblement en retrait.

Cela tient principalement au C_z de stab (fig. 84).

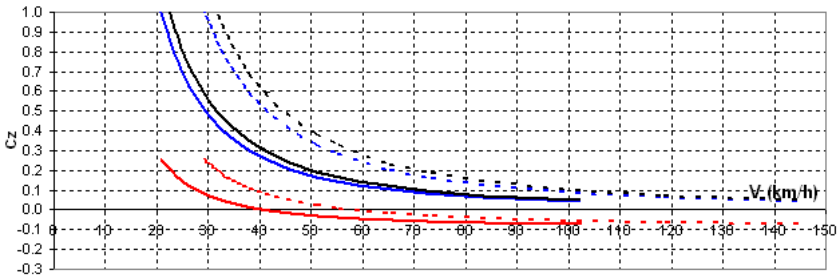


Fig. 84

Dans le cas du canard, le C_z de stab (courbes bleues) est en effet très élevé (à cause du CG très avancé par rapport au foyer de l'aile). Il se situe au même niveau que C_z aile (courbes noires), contre 3 à 6 fois moins pour un modèle normal (courbes rouges), ce qui donne une traînée de stab (profil + induite) élevée qui altère les performances (malgré le surcroît de portance apporté par le stabilisateur).

La formule canard recèle trois autres inconvénients majeurs :

- L'aile travaille de manière non homogène et différente suivant la phase de vol car elle subit le sillage du stab, dont l'envergure est inférieure à celle de l'aile. De même, le tourbillon marginal du stab affecte localement le fonctionnement de l'aile.
- L'usage de volets de courbure est problématique : le foyer global se trouve très éloigné des gouvernes d'ailerons, vers l'avant. Cela génère un moment à piquer important, ce qui va nécessiter une augmentation sensible du C_z de stab pour le contrer. Or, le C_z de stab est déjà très élevé sur ce type de modèle, l'augmenter conduira à aggraver encore plus sa traînée (induite et profil) tout en risquant d'arriver au C_z max du stab.
- Le stabilisateur étant naturellement très chargé à basse vitesse, la marge de manœuvre à cabrer dans cette phase est particulièrement réduite.

A contrario, l'aile volante offre de bons résultats en palier rapide, la traînée dans ce contexte étant réduite, la surface de dérive plus importante pour conserver une stabilité correcte en lacet étant compensée par l'absence de stab et la compacité du fuselage, quand il y en a un.

Les choses s'inversent à fort C_z , le profil de l'aile volante (par nature à $C_{m0} \geq 0$) ne pouvant offrir un C_z max aussi important (donc une traînée aussi réduite à fort C_z) que celui d'un profil standard. Cela est encore plus flagrant dans les évolutions à Reynolds constant, type course aux pylônes (fig. 85), la légère

supériorité de l'aile volante à faible C_z s'inverse donc à C_z élevé (ici à 50 km/h et 100km/h). Ceci dit, on notera que les résultats sont sensiblement équivalents.

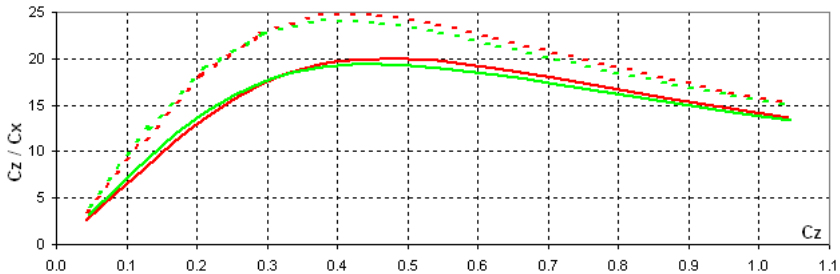


Fig. 85

La formule aile volante ne permet pas ou très peu (avec une flèche importante) l'usage de volets de courbure puisque que la courbure sert au contrôle en tangage. Dans le cas d'une aile en flèche, seules les zones de l'aile proches de l'emplanture pourraient éventuellement supporter une variation de courbure sans trop impacter le moment en tangage, la distance entre le foyer local des cordes et le foyer global de l'aile étant alors très faible.

De plus, l'utilisation de la courbure en tant que contrôle de l'axe de tangage est contradictoire (malheureusement !) avec les impératifs de perfo à C_z élevé (augmenter le C_z => augmenter le C_m => relever le bord de fuite => réduction du C_z_{max} réduit et augmentation du C_x). C'est le même principe d'enveloppe de polaire, mais inversée, que celui détaillé en §5.3 pour les volets de courbure. Si on intègre ces éléments dans la comparaison de perfo, l'aile volante est fatalement inférieure à un modèle standard en virage serré. Certains expérimentateurs ont tenté de limiter ces inconvénients en pilotant la profondeur par variation de la position du centre de gravité, mais c'est au prix d'une perte de la stabilité qui ne peut qu'être limitée, même avec une assistance électronique comme un gyroscope ou un capteur d'incidence.

NOTA

Ce mécanisme de dégradation du C_z_{max} de l'aile volante explique aussi l'étranglement de sa plage de centrage, en limite avant dès que le C_z_{max} (réduit par le relevage du BF) correspond au C_z d'équilibre : n'ayant plus de marge à cabrer, l'aile « marsouine » à la moindre sollicitation de la profondeur.

5.3 Volets de courbure, snap-flap

Qui n'a jamais entendu : « On baisse les volets pour augmenter la portance ». Cette affirmation triviale et admise par tous est pourtant complètement fausse !

Cette interprétation erronée est la conséquence d'un effet parasite en tangage courant à la sortie des volets, généralement une tendance à cabrer, d'où l'amalgame. Mais, sur certains appareils (typiquement à volume de stab important), l'effet est parfois inverse, ce qui semble du coup tout à fait paradoxal. Dans les deux cas, cet effet parasite peut être annulé par une simple compensation à la profondeur (via un mixage par exemple), ce qui donne déjà un élément de réflexion. De plus, dans le cadre du vol en palier, en prenant un peu de recul pour considérer l'appareil de manière globale et sur la durée, on constate que, s'il y a bien changement de portance au moment du braquage (de manière transitoire donc), il en résulte ensuite une nouvelle situation d'équilibre, avec mécaniquement la même portance qu'avant le braquage (= m.g). Encore une fois, le profil ne détermine donc pas la portance, il la subit.

Les volets de courbure ont en réalité deux fonctions :

- Retarder le décrochage par augmentation du C_z max du profil (en baissant les volets), mais c'est très loin d'être systématique aux faibles Reynolds. Surtout à petite échelle, l'utilisation de volets ne retarde donc pas forcément le décrochage, et peut même rendre le comportement en tangage délicat en introduisant une variation de C_m et des non-linéarités en C_z/Alpha . Les volets à déport (augmentation de la surface d'aile) type Fowler, ou les becs de bord d'attaque (qui favorisent l'écoulement à forte incidence) sont pour cela beaucoup plus rentables.
- Moduler la traînée profil dans chaque phase de vol pour optimiser l'efficacité de la machine. C'est en fait la fonction la plus intéressante, car la plus significative, à nos échelles.

Pour ce dernier point, deux besoins contradictoires existent, dont voici un rapide survol du principe que nous modulerons par la suite :

- Augmentation de la traînée (atterrissage) :
 - relevés, à fort C_z : freinage en finale
 - baissés, à faible C_z : freinage à grande vitesse
 - fortement baissés, quel que soit le C_z : freinage
- Réduction de la traînée (perfo) :
 - baissés, à fort C_z : virage serré, boucle, gratte et recherche de finesse max
 - relevés, à faible C_z : transition, vitesse max

Les volets peuvent être pilotés de manière statique via un interrupteur (en direct où via les phases de vol) ou en dynamique via un curseur, un manche (pilotage 4 axes) ou un mixage. Ce dernier est géré par la fonction snap-flap qui consiste à coupler les volets de courbure avec la fonction profondeur. Leur utilisation est intimement liée au profil, en particulier les débattements à utiliser. Typiquement, un profil très creux répondra plutôt bien à des volets relevés (réduction de cambrure) et moins bien à des volets baissés (augmentation de cambrure), tandis qu'un profil peu cambré réagira bien dans les deux sens.

Voici un exemple d'étude avec le profil TP74 l'une des références actuelles en compétition planeur 60" et convenant aussi parfaitement aux racers électriques.

Appliquons-lui un braquage de volet de courbure de +5° et +10 (fig. 86).

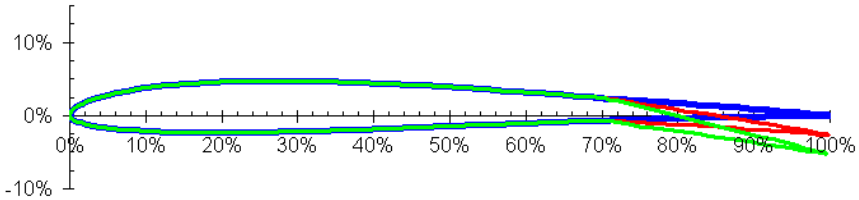


Fig. 86

Observons maintenant les polaires C_x / C_z à $Re = 200k$ (fig. 87).

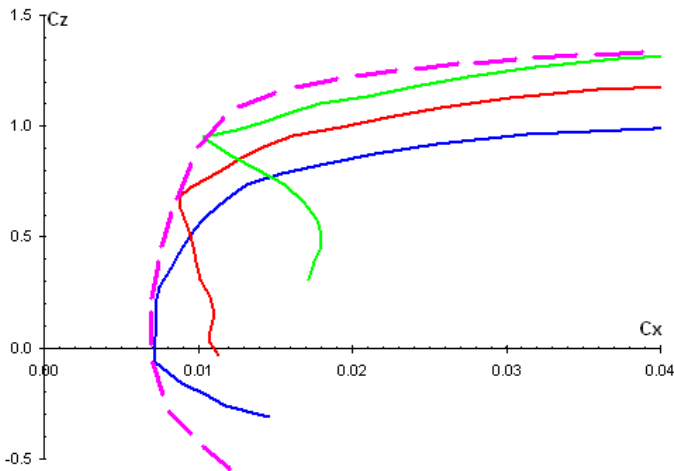


Fig. 87

A fort C_z : l'augmentation de la courbure réduit très sensiblement la traînée par rapport au profil en lisse. L'enveloppe des différentes polaires pour un Re constitue une polaire virtuelle (ici en magenta pointillé) : utilisée à bon escient, la variation de courbure en vol rend le profil sensiblement plus polyvalent et plus performant (= traînée inférieure, C_z max plus élevé).

A faible C_z : la traînée est sensiblement augmentée.

Cette adaptation de la cambrure au C_z permet de soulever deux points importants :

- Mal réglé, le réglage de courbure peut aller à l'encontre du résultat attendu.
- La modification de courbure peut être mise à profit pour volontairement générer de la traînée, par exemple pour les phases d'atterrissage.

Passons maintenant aux polaires C_z/α et C_m/C_z (fig. 88).

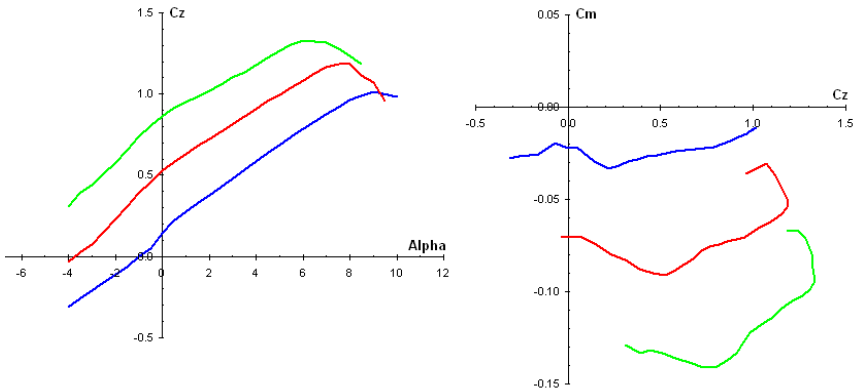


Fig. 88

La pente de la courbe C_z/α reste inchangée mais α_0 et C_{m0} augmentent en valeur absolue avec l'augmentation de la courbure :

- Le calage du profil est augmenté par le braquage des volets de courbure, donc le $Vé$ longitudinal.
- Lors du changement de courbure, l'augmentation (en valeur absolue) du C_{m0} s'oppose au moment généré par le changement transitoire de portance due à la variation d' α_0 . Si le volume de stab est petit, l'effet de C_{m0} l'emporte (par ex., si les volets sont baissés, le résultat global est alors un moment piqueur, c'est d'ailleurs le principe de pilotage d'une aile volante) et inversement si le volume de stab est important (car la distance CG - foyer aile est importante). Entre les deux, le braquage des volets peut n'engendrer aucun moment.
- La connaissance des C_{m0} et α_0 du profil avec courbure en même temps que le C_z d'aile correspondant à la phase à optimiser permet de calculer le C_z de stab (cf. ci-avant), et donc in fine le débattement de la gouverne de profondeur adapté pour compenser le moment résultant.
- Cette compensation est à ajuster au besoin. Elle sera généralement faible en phase d'atterrissage (volet en freinage) puisque le moment généralement cabreur à la sortie des volets va dans le bon sens (il remplace une action à cabrer du pilote). Pour une machine de course en virage serré (recherche de meilleure perfo), cela implique de réduire le débattement de la gouverne de profondeur par rapport à une configuration profil lisse. L'incidence fuselage à fort C_z est du coup réduite et, en conséquence, le fuselage traîne moins grâce aux volets de courbure.

5.4 Les dispositifs hypersustentateurs

Il est courant de retrouver dans les différentes discussions sur les forums ce type de publication, synthèse des travaux NACA des années 30 :


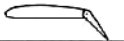



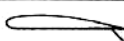
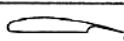


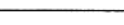
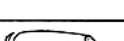
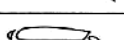
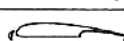
Designation	Diagram	$C_{L_{max}}$	α at $C_{L_{max}}$ (degrees)	L/D at $C_{L_{max}}$	$C_{m_{n.e}}$	Reference NACA
Basic airfoil Clark Y		1.29	15	7,5	-.085	TN 459
.30c Plain flap deflected 45°		1.95	12	4,0	-	TR 427
.30c Slotted flap deflected 45°		1.98	12	4,0	-	TR 427
.30c Split flap deflected 45°		2.16	14	4,3	-.250	TN 422
.30c hinged at .80c Split flap (Zap) deflected 45°		2.26	13	4,43	-.300	TN 422
.30c hinged at .90c Split flap (Zap) deflected 45°		2.32	12,5	4,45	-.385	TN 422
.30c Fowler flap deflected 40°		2.82	13	4,55	-.660	TR 534
.40c Fowler flap deflected 40°		3.09	14	4,1	-.860	TR 534
Fixed slot		1.77	24	5,35	-	TR 427
Handley Page automatic slot		1.84	28	4,1	-	TN 459
Fixed slot and .30c plain flap deflected 45°		2.18	19	3,7	-	TR 427
Fixed slot and .30c slotted flap deflected 45°		2.26	18	3,77	-	TR 427
Handley Page slot and .40c Fowler flap deflected 40°		3.36	16	3,7	-.740	TN 459

Fig. 89

Si certaines expérimentations semblent positives, généralement sur « petit gros », d'autres au contraire relèvent de l'autosuggestion. La raison est fort simple : ces résultats sont valables pour des appareils grandeurs, à des Reynolds élevés (autour de 600 k ici) potentiellement très éloignés de ceux d'un modèle réduit. Or, on l'a vu, forts C_z et faibles Reynolds ne font pas bon ménage. En conséquence, avant de prendre pour argent comptant des gains mirifiques de $C_{z_{max}}$, il n'est pas inutile de vérifier leur domaine de validité. En complément, une vérification en soufflerie numérique, ou à défaut la recherche de travaux réalisés à nos échelles (par ex. sur le site de Michael Selig), est indispensable pour s'assurer un peu plus du résultat.

De plus, il faudra mettre en perspective les éventuels gains de C_z avec l'augmentation de traînée potentiellement associée : si cette dernière est trop importante, elle peut complètement annuler le gain de C_z max (rappelez-vous, c'est la traînée qui fait chuter...). C'est typiquement le cas avec les systèmes à fentes, encore relativement efficace à petite échelle grâce à la dynamisation de la couche limite par l'écoulement par la fente, mais généralement au prix d'une forte traînée.

Le choix d'un tel dispositif a des conséquences sur la charge de stabilisateur, le C_{m0} profil pouvant être fortement modifié, avec a minima la nécessité de prévoir une compensation à la profondeur. Les répartitions de C_z et de portance (cf. §5.6) sont elles aussi influencées : par ex., baisser les volets augmente l'incidence locale du profil, chargeant ainsi l'emplanture. Cette dernière décrochera alors bien avant le saumon, ce qui est l'effet escompté pour garantir un décrochage sain (en plus de l'avoir retardé). D'où le fait que les dispositifs hypersustentateurs, comme ceux de freinage, se trouvent toujours côté emplanture, jamais au saumon.

Pour compléter ce tour d'horizon, on trouve sur le net des travaux récents très intéressants, qui montrent qu'à nos échelles le souffle d'une hélice sur une aile peut significativement améliorer son fonctionnement, aussi bien sinon mieux qu'un volet hypersustentateur conventionnel :

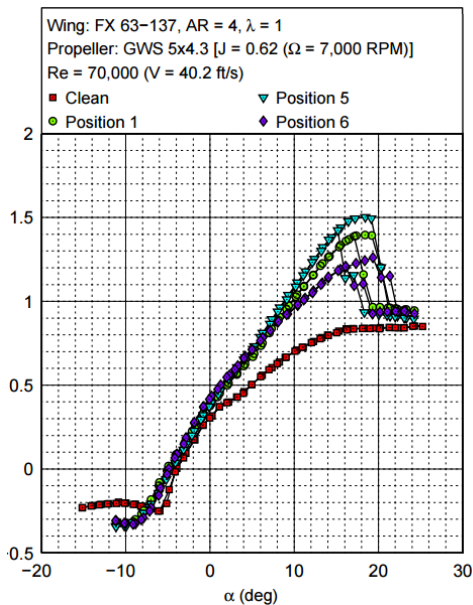


Fig. 90, extrait de "Propeller Induced Flow Effects on Wings at Low Reynolds Numbers", Université de l'Illinois

5.5 Effets et utilité d'un turbulateur

Un turbulateur (fig. 91) consiste généralement en une marche positive (ruban zig-zap, fil collé, picots, bande rugueuse, etc.) positionné à un endroit précis du profil. Son principe est de générer dans la couche limite (cf. §2.5) de petites turbulences dont le rôle est de dynamiser cette couche limite pour éviter son décollement. Ce décollement se produit quand l'air n'arrive plus à suivre le profil (faibles Reynolds ou forte incidence), ce qui génère une zone turbulente (dite zone de recirculation ou bulle laminaire) qui pénalise fortement le fonctionnement du profil.

Pour être efficace, un turbulateur se place donc devant, généralement 5% de corde, le point de transition laminaire – turbulent. Plus avant est inutile et peut dégrader les performances du profil aux Reynolds pour lesquels il fonctionne correctement.

De la même manière, son épaisseur devra être cohérente avec celle de la couche limite (généralement 0.1 à 1% de la corde à nos échelles), qui est d'autant plus épaisse que le Reynolds est bas. Un tiers de cette épaisseur donne un résultat correct, soit en première approximation si le turbulateur n'est pas placé trop en arrière sur le profil (C étant sa corde) :

$$h_{turbu} \approx 0,3 \cdot C \cdot Re^{-1/2}$$



Fig. 91 : exemple de turbulateur zigzag sur une aile de DG1000

Voici les polaires (fig. 92) d'un profil performant pour grande plume (FAD18-13/3.0) à $Re = 50\ 000$ et $200\ 000$, en lisse (polaires bleues) et équipé d'un turbulateur d'extrados à 25% de la corde (polaire rouge) :

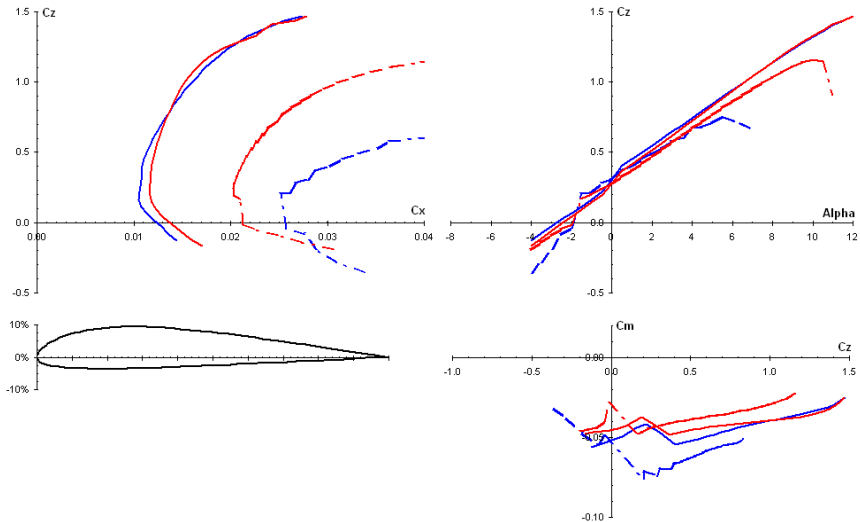


Fig. 92

Le gain à $Re = 50\ 000$ est particulièrement significatif, tant en termes de perfos (C_x réduit, C_z max amélioré) que de comportement : constance du C_m et linéarité de C_z par rapport à l'incidence. A contrario, ce profil fonctionnant naturellement bien à $Re = 200\ 000$, aucune amélioration de comportement n'apparaît tandis que les performances sont légèrement altérées à faible C_z , tandis qu'un léger gain de traînée apparaît à fort C_z .

Suivant les profils, l'intérêt d'un turbulateur est donc évident à faible Reynolds ou fort C_z , mais cela coûte en traînée à fort Reynolds ou faible C_z . Cet artifice pourra aussi être utilisé pour améliorer l'efficacité / réduire la traînée de volets de courbure (ou autre gouverne). Dans ce cadre d'optimisation de perfo, le principal enjeu est donc de trouver la position sur la corde qui offrira le meilleur compromis. Le point de design est une bonne base de départ, en s'appuyant sur les polaires x/c (position de la transition laminaire – turbulent en % de la corde) données par Xfoil. La méthode, avec une abaque d'épaisseur très pratique, est illustrée ici : <http://www.mh-aerotoools.de/airfoils/turbulat.htm>

A contrario, si l'objectif est uniquement d'obtenir un comportement sain, sans contrainte de perfo, la position du turbulateur n'est pas critique. Le placer suffisamment avant sur la corde (par ex. 10% de corde devant l'épaisseur max.) suffira à obtenir le résultat escompté.

NOTA

Dans le cas particulier des micro-modèles fonctionnant à très faibles nombres de Reynolds, il a été évoqué l'utilisation d'un profil planche à bord d'attaque vif pour le stabilisateur. Cette forme de bord d'attaque joue en fait le rôle d'un turbulateur et améliore sensiblement le fonctionnement du « profil » de stabilisateur, tant en performances qu'en comportement. Il est de même pour un état de surface un peu rugueux sur l'aile, ceci expliquant pourquoi les micro-planeurs Crobe finis au papier japon sont sensiblement plus agréables à basse vitesse que les mêmes finis au film thermo-rétractable. A ne surtout pas négliger, car les différences de performance et de comportement peuvent être sensibles.

5.6 Répartitions de portance et de Cz approchées

Le NACA report n°948 (fig. 93) donne une alternative abordable aux méthodes numériques type VLM pour calculer la répartition de portance d'une voilure trapézoïdale, pour peu que sa flèche soit modérée. Le principe, semi-empirique et appelé méthode de Schrenk, repose sur la forte similitude entre la courbe de répartition de portance de la voilure et la moyenne de deux courbes purement géométriques : l'une décrivant l'évolution des cordes de la voilure considérée, l'autre décrivant l'évolution des cordes d'une aile elliptique de même surface et envergure.

Corde aile réelle : $C1(y) = CE \left(1 - \frac{2.y}{E/2}\right) \cdot (1 - eff)$

Corde aile elliptique : $C2(y) = \frac{4.S}{\pi.E/2} \cdot \sqrt{1 - \left(\frac{2.y}{E/2}\right)^2}$

Corde équivalente représentative de la répartition de portance :

$$C(y) = \frac{C1(y) + C2(y)}{2}$$

Portance locale : $Fz(y) = \frac{Fz_{voilure}}{nbCordes} \cdot \frac{C(y).E}{S}$

Avec nbCordes le nombre de cordes de discrétisation de l'aile

En appliquant cette équation à un certain nombre de cordes le long de l'envergure, une dizaine ($y = 0, y = 10\%E$, etc.) suffit amplement, on obtient une courbe de répartition de portance tout à fait convenable.

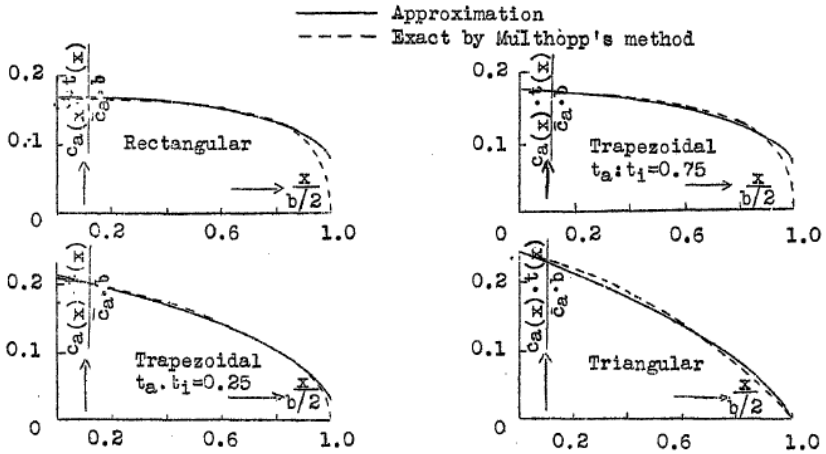


Fig. 93, extrait du NACA report n°948

On peut aussi en extraire la courbe de répartition de C_z :

$$C_z(y) = C_{z_{voilure}} \cdot \frac{c(y)}{c_1(y)}$$

Cette courbe de répartition de C_z peut a posteriori être modulée par l'introduction de vrillage et/ou de différence d' α_0 dans le cas d'une aile multi-profils, ce qui permet in fine de recalculer la courbe de répartition de portance avec ces deux compléments. Dans le cas d'un canard, il ne faudra pas oublier de retrancher localement l'abattement d'incidence correspondant à la déflexion de sillage du plan avant.

Pour finir, connaissant la répartition de C_z , il devient possible d'estimer le coefficient d'Oswald en quantifiant le ratio entre la portance moyenne et son maximum local :

$$e = \frac{\sum C_z(y) \cdot c_1(y)}{\max(C_z(y)) \cdot \sum C(y)}$$

Une solution approchée peut être écrite ainsi :

$$e \approx \frac{1}{1 + \frac{C_{z_{\max}} - C_{z_{\text{moy}}}}{C_{z_{\text{moy}}}}}$$

Hormis le calcul du coefficient d'Oswald, les applications pratiques de ces courbes sont les suivantes :

- Répartition de portance : étude du chargement de voilure et de sa résistance mécanique en flexion et en torsion (voir lien donné en § 3.2), étude du rendement de voilure par rapport à l'elliptique (via le coefficient d'Oswald, cf. ci-après)
- Répartition de C_z : analyse du décrochage (recherche de la zone de C_z maxi), analyse de la constance du C_z (perfo).

Dans les deux cas, les leviers à utiliser pour améliorer l'une ou l'autre des répartitions, voire les deux, sont tout simplement les données d'entrées de ces calculs, c'est à dire la géométrie plane de l'aile et son évolution de vrillage aérodynamique.

Suivant le besoin, les résultats et les solutions mises en œuvre peuvent totalement différer. Une géométrie de planeur de perfo, au C_z constant sur toute l'envergure et à la répartition de portance elliptique, n'est par exemple pas du tout adaptée à un modèle de début où une évolution de C_z décroissante de l'emplanture vers le saumon est préférable pour garantir un décrochage sain (pas d'engagement sur une aile et conservation du contrôle en roulis tant que le saumon n'est pas décroché) et prévenant (l'avion s'enfonce au lieu de faire une abattée si une seule partie de l'aile est décrochée).

Exemple sur un avion type Baron d'une étude de répartition de C_z :

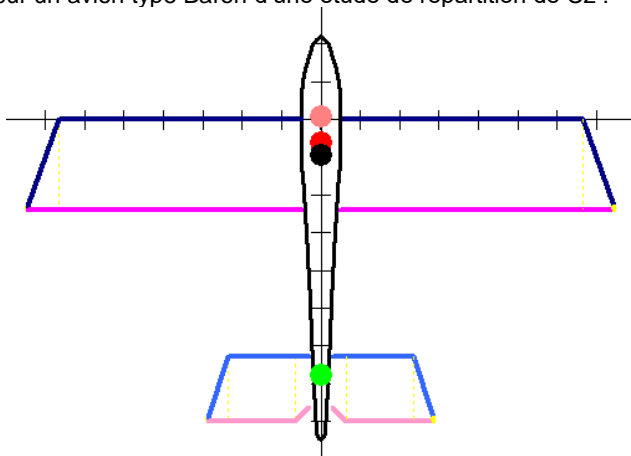


Fig. 94

On remarquera le saumon de forme assez particulière, dont l'effet sur la répartition de C_z est loin d'être anecdotique :

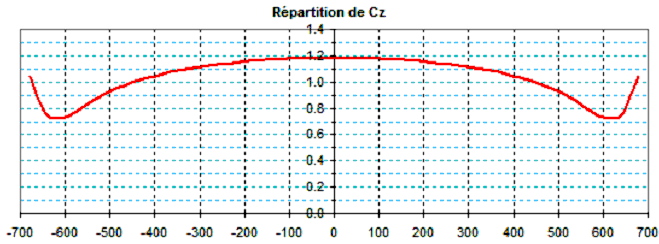


Fig. 95

Le saumon est fortement chargé, presque autant que l'emplanture, avec fort heureusement un creux de C_z suffisamment marqué avec le reste de la voilure, limitant ainsi la propagation du décrochage.

Maintenant, appliquons un fort vrillage au saumon depuis la nervure terminale, ce qui revient à réaliser un simili saumon type Dornier :

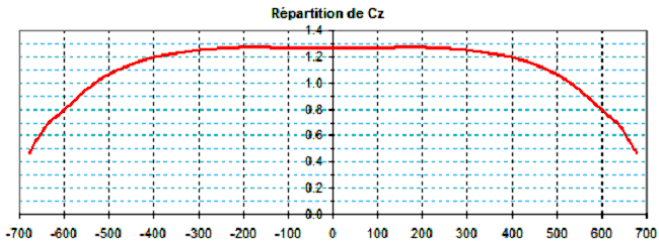


Fig. 96

Malgré la géométrie rustique, inchangée, la situation est sensiblement plus saine, avec un fonctionnement de l'aile plus homogène sur la moitié de l'envergure et un C_z décroissant vers le saumon, garantissant ainsi un décrochage doux, idéal pour un appareil de début. Accessoirement [pour un appareil traînant beaucoup comme celui-ci], le rendement de géométrie de voilure remonte aussi un peu à fort C_z (mais est altéré à faible C_z).

5.7 Calcul fin du CG

Thierry Platon a développé l'intégralité de ces calculs dans ses publications, aussi je n'en donnerai que la synthèse et les grandes lignes de sa démarche, ainsi qu'un petit apport personnel.

Cette fois-ci, le fuselage est formellement pris en compte dans la variation des moments autour du CG (fig. 97). Contrairement à ce que l'on peut souvent trouver dans certains ouvrages d'aérodynamique grandeur, c'est l'intégralité du fuselage

qui est considérée et non seulement la partie avant. Le calcul de l'efficacité relative de fuselage en devient plus complexe, mais le résultat est aussi plus précis.

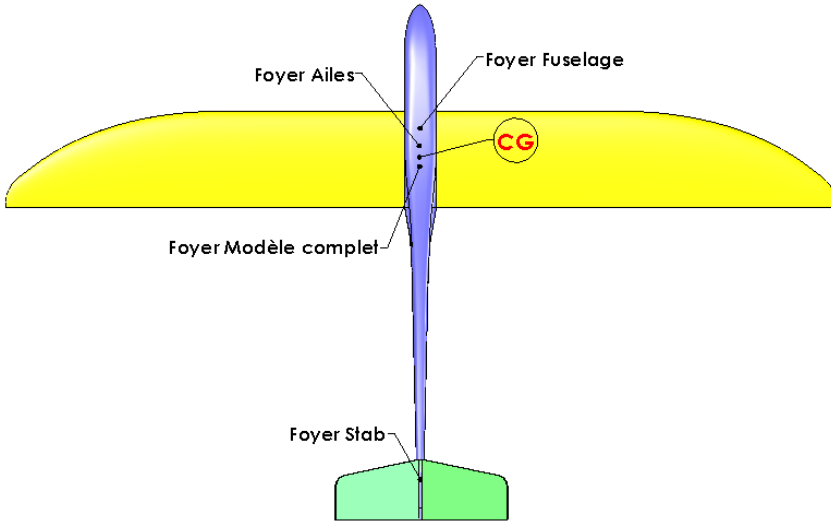


Fig. 97

En supposant le système linéaire en fonction de l'incidence (donc en négligeant une éventuelle variation de moment du profil), la problématique du foyer global peut être résumée aux seules variations des moments de portance (= portance * bras de levier) de chaque élément autour de ce foyer (fig. 98) :

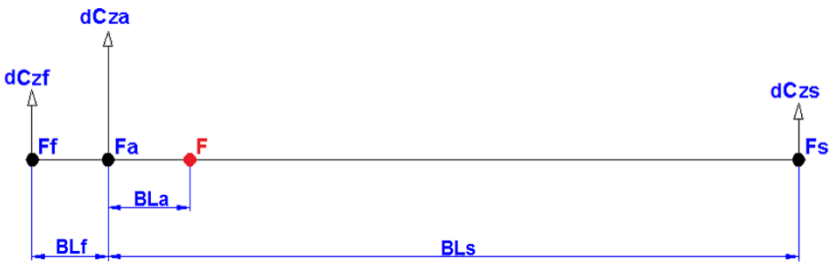


Fig. 98

En faisant l'économie du terme $\frac{\rho.V^2}{2}$ qui apparaît dans l'expression de chaque portance, on peut écrire, pour une variation d'incidence $d\alpha$:

$$(BL_f + BL_a) \cdot S_f \cdot dCz_f + BL_a \cdot S_a \cdot dCz_a = (BL_s - BL_a) \cdot S_s \cdot dCz_s$$

Comme :

$$dCz_f = 0,11 \cdot A_f \cdot d\alpha$$

$$dCz_a = 0,11 \cdot A_a \cdot d\alpha$$

$$dCz_s = 0,11 \cdot A_s \cdot (1 - \varepsilon') \cdot d\alpha$$

On obtient :

$$(BL_f + BL_a) \cdot S_f \cdot A_f + BL_a \cdot S_a \cdot A_a = (BL_s - BL_a) \cdot S_s \cdot A_s \cdot (1 - \varepsilon')$$

Soit :

$$BL_a = \frac{BL_s \cdot S_s \cdot A_s \cdot (1 - \varepsilon') - BL_f \cdot S_f \cdot A_f}{S_a \cdot A_a + S_f \cdot A_f + S_s \cdot A_s \cdot (1 - \varepsilon')}$$

En rapportant la distance BL_a sur la corde moyenne relativement au foyer aile :

$$xF = xF_a + \frac{BL_a}{CMA_a}$$

On obtient finalement :

$$xF = xF_a + \frac{BL_s \cdot S_s \cdot A_s \cdot (1 - \varepsilon') - BL_f \cdot S_f \cdot A_f}{CMA_a \cdot (S_a \cdot A_a + S_f \cdot A_f + S_s \cdot A_s \cdot (1 - \varepsilon'))}$$

Le coefficient Af est homogène aux coefficients d'efficacité de portance As et Aa mais son calcul diffère. Thierry propose un coefficient fixe d'environ 0.7 déduit de l'analyse d'un certain nombre de planeurs. Ce coefficient est bien adapté dans le cas général, mais il peut aller d'environ 0.4 à 1 avec d'autres modèles si on le considère comme une variable d'ajustement pour faire parfaitement coïncider le foyer calculé au foyer réel. En essayant de triturer ce coefficient, je me suis rendu compte qu'il est très fortement corrélé à l'efficacité de portance de l'aile et au rapport entre la corde moyenne de l'aile et la largeur du fuselage. L'origine de cette corrélation reste à déterminer de manière précise, même si une interaction aile / fuselage semble être a priori un très bon candidat (champ de pression des ailes engendrant en aval un moment additionnel au moment de portance du fuselage). Cette hypothèse est d'ailleurs confirmée par les modèles de formule canard, pour lesquels la formule ci-dessous s'applique non pas à l'aile mais au

stabilisateur. Les résultats sont très probants aussi il serait dommage de s'en priver.

$$A_f \approx 0,2 \cdot A_x \cdot \left(1 + \frac{CMA_x}{l_f}\right)$$

Cette relation empirique est définie par :

Avec : l_f la largeur du fuselage.

Pour une aile volante avec fuselage, on utilise directement $A_f = 0.1$.

Pour terminer, la surface portante et la position du foyer du fuselage peuvent être calculées de manière simplifiée, à partir des dimensions en vue de dessus et d'une détermination qualitative de la forme de la poutre de queue (fig. 99) :

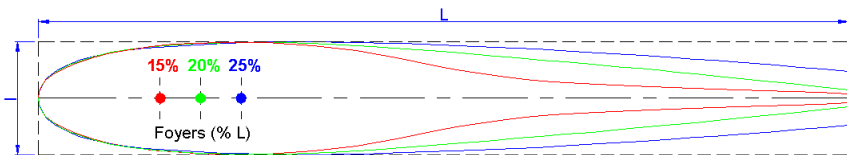


Fig. 99

- En première approximation, le foyer peut être positionné sur la longueur du fuselage (notée l_f), depuis la pointe avant, en fonction de la forme de la poutre de queue. Pour un appareil classique : 15% (poutre fine), 20% (poutre normale) ou 25% (poutre large). Pour un canard, à la forme de fuselage inversée : respectivement 45%, 35% et 25% L.
- Dans les deux cas, la surface portante S_f peut être approximée à partir de la surface du rectangle circonscrit au fuselage : 55%, 70% ou 85% $l \cdot L$.
- Le cas des jets est plus complexe, à cause de la circulation de l'air dans le fuselage, des entrées d'air aux tuyères. Un foyer à 45% L et une surface portance de $l \cdot L$ (l étant la largeur avant les entrées d'air) donne un résultat satisfaisant.

BL_f est simple à déterminer si on introduit la distance entre la pointe avant du fuselage et le bord d'attaque à l'emplanture de l'aile (noté X_{av}). Connaissant les positions respectives des foyers de l'aile et du fuselage (cf. ci-avant, notée x_{F_f}), le calcul de BL_f se résume alors à la différence de ces deux distances :

$$BL_f = X_{av_f} + FL_{CMA_a} + x_{F_a} \cdot CMA_a - x_{F_f} \cdot L_f$$

NOTA

Une approche similaire, issue du NACA TR711 et délivrant (à partir d'une abaque de position du fuselage) des résultats équivalents, est donnée ici :

<http://adg.stanford.edu/aa241/stability/staticstability.html>

Voir aussi la méthode de calcul développée par Multhopp.

5.8 Influence du fuselage sur le calage de stab

Si la ligne neutre du fuselage n'est pas alignée avec la trajectoire pour le Cz de réglage, il est nécessaire de corriger l'incidence du stabilisateur pour compenser le moment induit par la portance du fuselage.

On suppose que la portance du fuselage est linéaire. Elle est liée à l'incidence de l'aile par l'angle de calage aile / fuselage (α_K) :

$$Cz_f = 0.11 \cdot A_f \cdot (\alpha_a - \alpha_K)$$

Pour rappel, au Cz de réglage, on a :

$$\alpha_a = \frac{9.1}{A_a} \cdot Cz_{a \text{ reg}} + \alpha_0$$

En reprenant le schéma fig. 96 et en faisant toujours l'économie du terme $\frac{\rho \cdot V^2}{2}$ qui apparaît à chaque portance, on peut écrire l'équation d'équilibre des moments longitudinaux autour du CG :

$$\begin{aligned} & (BL_f + CMA_a \cdot (xCG - xF_a)) \cdot S_f \cdot Cz_f \\ & + CMA_a \cdot (xCG - xF_a) \cdot S_a \cdot Cz_a + Cm0 \cdot CMA_a \cdot S_a \\ & = (BL_s - CMA_a \cdot (xCG - xF_a)) \cdot S_s \cdot Cz_s \end{aligned}$$

Ce qui donne :

$$Cz_s = \frac{S_a \cdot (CMA_a \cdot Cm0 + Cz_a \cdot BL_{CG}) + S_f \cdot (BL_f + BL_{CG}) \cdot Cz_f}{S_s \cdot (BL_s - BL_{CG})}$$

Avec :

$$BL_{CG} = CMA_a \cdot (xCG - xF_a) = \text{distance CG / foyer aile}$$

Si la distance CG / foyer aile (BLCG) est suffisamment petite devant le bras de levier du stabilisateur (BLs), l'équation devient :

$$Cz_s \approx \frac{Cm0 + Cz_a \cdot (xCG - xF_a)}{V_s} + \frac{BL_f + BL_{CG}}{BL_s} \cdot \frac{S_f}{S_s} \cdot Cz_f$$

On peut alors déterminer le calage du stab par rapport au fuselage :

$$\alpha\kappa_s = 9,1 \cdot \left(\frac{Cz_s}{A_s} + \varepsilon' \cdot \frac{Cz_a \text{ reg.}}{A_a} \right) + \alpha 0_s + \alpha\kappa_a - \alpha_a$$

Soit :
$$\alpha\kappa_s = 9,1 \cdot \left(\frac{Cz_s}{A_s} - (1 - \varepsilon') \cdot \frac{Cz_a \text{ reg.}}{A_a} \right) + \alpha 0_s + \alpha\kappa_a - \alpha 0_a$$

Thierry Platon propose un autre agencement de l'équation du Vé longitudinal mettant en exergue la contribution des différents éléments participant à l'équilibre des moments. Elle montre aussi de manière explicite que le Vé devient indépendant du Cza quand la marge statique est nulle.

Voici le résultat fini, la démonstration étant décrite dans la publication « Etude du Vé » mentionnée en §3.2 :

$$V_{longi} = k \cdot \frac{ms}{V_{CG} \cdot 0,11 \cdot A_s} \cdot Cz_a - \frac{Cm0}{V_{CG} \cdot 0,11 \cdot A_s} + k' \cdot (\alpha\kappa_a - \alpha 0_a) + \alpha 0_a - \alpha 0_s$$

Avec :

$$k = 1 + \frac{(xF - xF_a) \cdot CMA_a}{BL_s - (xF - xF_a)} + \left(1 + \frac{(xF - xF_f) \cdot CMA_a}{BL_s - (xF - xF_a)} \right) \cdot \frac{A_f \cdot S_f}{A_a \cdot S_a}$$

$$k' = \frac{xCG - xF_f}{V_{CG}} \cdot \frac{A_f \cdot S_f}{A_a \cdot S_a}$$

$$V_{CG} = V_s \cdot \left(1 - \frac{(xCG - xF_a) \cdot CMA_a}{BL_s} \right)$$

Et :

xF_f la position du foyer du fuselage par rapport au bord d'attaque de la corde moyenne et relativement à cette dernière.

V_{CG} le volume de stab relativement au CG (et non plus au foyer aile).

On peut ainsi considérer que le Vé longitudinal nécessaire à l'équilibre de l'aéronef en vol horizontal comporte cinq composantes dépendant respectivement :

- du centrage associé au Cz de vol : $k \cdot \frac{ms}{V_{CG} \cdot 0,11 \cdot A_s} \cdot Cz_a$

$$-\frac{Cm0}{V_{CG} \cdot 0,11 \cdot A_s}$$

- du Cm de la voilure :
- de la portance du fuselage : $k' \cdot (\alpha \kappa_a - \alpha 0_a)$
- des incidences de portance nulle de l'aile et du stab : $\alpha 0_a$ et $\alpha 0_s$

La première composante dépend du centrage et du Cza de réglage, sauf si la marge statique est nulle (CG neutre). Les autres ne dépendent que du profil de l'aile et de la géométrie du planeur.

5.9 Vrillage d'une aile volante à simple trapèze

L'utilisation sur une aile volante d'un profil à Cm0 nul voire positif est tentant pour améliorer les performances, particulièrement en taux de chute et finesse max grâce à un meilleur Cz max et surtout une traînée plus réduite à fort Cz (par rapport à un profil auto-stable). Pour en tirer la quintessence, cette d'approche va généralement de pair avec l'utilisation de profils différents entre le saumon et l'emplanture ainsi qu'un allongement et une flèche assez importants : typiquement un profil à Cm0 < 0 à l'emplanture évoluant en un profil à Cm0 ≥ 0 au saumon, avec une flèche de l'ordre de 15° à 20°.

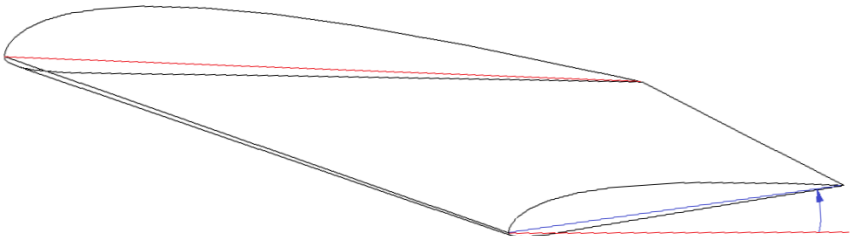


Fig. 100, vrillage négatif d'une aile

Grâce à la flèche importante, une partie non négligeable de l'aile située côté emplanture présente un bras de levier quasi nul avec le CG, ce qui permet l'utilisation de volets de courbure sans effet induit sur le moment de tangage. Le bénéfice est double, avec l'augmentation des performances voilières ainsi que la possibilité de réaliser des aérofreins crocodiles sans trop de contraintes.

L'optimisation à des fins de performance de ce type d'aile nécessite d'utiliser un logiciel puissant comme XFLR5, mais le calcul du vrillage au saumon (fig. 98) - pour assurer l'équilibre des moments longitudinaux- peut se faire par une formule analytique, celle de Panknin :

$$\alpha_{geo} = \frac{k.Cm0_{empl} + (1-k).Cm0_{saum} - ms.Cz_{a\ reg}}{1,4.10^{-5} . \lambda^{1,43} . \Lambda_{C/4}} - (\alpha0_{empl} - \alpha0_{saum})$$

Avec :

$$k = \frac{3 + 2.Eff + Eff^2}{4(1 + Eff + Eff^2)}$$

Et :

Eff = effilement

$\Lambda_{C/4}$ = angle de la flèche au 1/4 de la corde

$\alpha0_{empl}$ = angle de portance nulle pour le profil d'emplanture

$\alpha0_{saum}$ = angle de portance nulle pour le profil de saumon

$Cm0_{empl}$ = coeff de moment pour le profil d'emplanture

$Cm0_{saum}$ = coeff de moment pour le profil de saumon

$Cz_{a\ reg}$ = coefficient de portance pour le réglage du vol en palier

(rappel : généralement 0.3)

ms = marge statique (rappel : généralement 5%)

5.10 Mieux comprendre le test du piqué

Dans son étude du Vé longitudinal généralisé, Thierry Platon propose une formule donnant le rayon (en m) de la trajectoire dans le test du piqué d'un appareil à stabilisateur :

$$R \approx \frac{2\pi . A_s . V_s . BL_s}{ms . (Cz_{trim} - Cz_a)}$$

Avec : Cztrim = Cz aile correspondant au réglage du Vé longitudinal soit de construction (valeur générique = 0.3, cf. ci-avant) soit après réglage du trim de profondeur, ms = marge statique et Cz_a = Cz d'aile.

Cette formule est particulièrement riche d'enseignements, car elle permet entre autres de mettre en évidence le fonctionnement de l'équilibre en palier ainsi que du couplage centrage / calages :

- CG avant (ms > 0) : le Cz de vol en palier (donc la vitesse correspondante) a toujours tendance à revenir au Cztrim. En effet, appliquons une perturbation à piquer (comme le test du piqué) à partir d'un vol en palier à Cztrim : Cz diminue => R existe et est positif => la trajectoire s'infléchit à cabrer => le modèle se remet à plat et reprend son vol à Cztrim. C'est exactement la même chose avec une perturbation à cabrer, R sera négatif

ce qui correspond à une trajectoire infléchie à piquer qui va contrer la perturbation.

- CG neutre ($ms = 0$) : le rayon est infini (= ligne droite) donc le test du piqué est neutre.
- CG arrière ($ms < 0$) : le signe de rayon de courbure est identique à celui de la perturbation, le système est divergent. Par contre, la valeur de rayon de la trajectoire étant proportionnelle à la marge statique, cette formule montre que la machine reste encore pilotable avec une marge statique légèrement négative.
- Quel que soit le CG, tant qu'il est avant, le trim de profondeur permet d'ajuster la vitesse naturelle de vol. Cela est particulièrement utile pour les modèles subissant de très grands écarts de vitesse, comme les planeurs de F3K et F3B : lancé ou treuillage, épreuve de durée, épreuve de vitesse. A chaque phase correspond un trim de profondeur adapté pour avoir une trajectoire rectiligne.
- L'association d'une marge statique élevée (> 5%) et d'un Cz de réglage élevé donne un faible rayon, donc une remise à plat vive lors du test du piqué. Sauf un vol très typé (vol de gratte pure ou vol libre), cette association de réglage n'est pas souhaitable car donnant un vol inconfortable à cause des importantes corrections nécessaires à la profondeur pour conserver la trajectoire lors des prises de badin et de l'apparition possible de phénomènes gênants d'oscillations auto-entretenues, comme les fameuses montagnes russes.
- Si on développe le volume de stab, le terme BLs apparaît au carré, montrant bien l'importance du levier de stabilisateur dans la qualité du maintien de la trajectoire en tangage. A mettre en perspective, pour rappel, avec l'augmentation de la traînée fuselage avec le bras de levier.

NOTA

Cette formule, qui néglige la variation du moment de portance de l'aile devant celui du stabilisateur, n'est donc évidemment pas applicable à une aile volante. Ceci dit, étant donné qu'elle montre que le rayon de la trajectoire est d'autant plus petit que le volume de stab est faible, elle explique de facto la forte sensibilité au centrage d'une aile volante et la nécessité d'un faible débattement de la profondeur. Cela étant aggravé, comme nous le verrons ci-après, par une réponse en tangage de période très faible (que l'on peut facilement constater avec un centrage trop avant) à cause de son inertie et son amortissement très faible sur l'axe longitudinal.

5.11 Affiner le choix du bras de levier d'empennage

Outre son rôle dans l'équilibre de l'aéronef, l'empennage a généralement deux autres fonctions importantes :

- Une fonction d'amortissement (plus de détails ci-après) des mouvements de tangage et de lacet : on dit que l'amortissement est d'autant plus grand que le temps mis par le planeur pour revenir vers sa position d'équilibre après avoir subi une perturbation est court (traversée d'une turbulence ou action sur une gouverne).
- Une fonction de contrôle des mouvements de tangage et de lacet (commande de profondeur et volet de dérive).

La longueur du bras de levier a une influence sur ces deux fonctions, pour faire le bon choix voici quelques points à retenir :

- L'amortissement que fournit un élément d'empennage de surface S est proportionnel au produit $S.L^2.V$ où V est la vitesse air et L la longueur du bras de levier entre le CG et le foyer de la surface considérée.
- La constante de temps d'amortissement est beaucoup plus importante en lacet qu'en tangage. C'est donc le plus souvent le comportement en lacet qui est déterminant pour le choix du bras de levier, à moins de dissocier dérive et stabilisateur de manière à pouvoir augmenter le bras de levier de la dérive sans impacter celui du stabilisateur.
- En conséquence un planeur destiné à voler lentement a besoin a priori d'un empennage avec un produit $S.L^2$ plus important qu'un planeur de vitesse, tout particulièrement pour la dérive.
- Le bras de levier intervenant au carré, il est plus efficace d'allonger le bras de levier que d'augmenter la surface de l'empennage. D'où les longs bras de levier observés sur les planeurs F3K et F3J.
- Mais le bras de levier ne doit pas être trop long car la traînée de fuselage en virage augmente alors sensiblement et les dimensions du stab peuvent devenir trop faibles avec un risque de fonctionnement en dessous du Reynolds critique.
- Les débattements de gouvernes nécessaires pour contrôler une trajectoire de courbure donnée (débattement profondeur et dérive) sont d'autant plus grands que le bras de levier arrière est long (le braquage est en gros proportionnel au bras de levier).

Pour simplifier les choses lors de la conception préliminaire d'un planeur devant satisfaire ces critères, on pourra en première approximation remplacer C_{moy} par E/λ et utiliser $S_s = 10\% S_a$.

Cela donne :

$$BL_s = 10 \cdot \frac{E_a}{\lambda_a} \cdot V_s$$

5.12 Fonctionnement dynamique

La trajectoire ondulante entretenue que l'on peut observer dans certaines conditions (les fameuses montagnes russes) amène à aborder le fonctionnement dynamique de l'aéronef. Le principe est identique au fonctionnement d'un amortisseur automobile (ou, en électronique, à un circuit résistance / inductance / capacité).

On y retrouve les mêmes composants : une inertie (masse du véhicule ou inertie en tangage de l'aéronef), une raideur (ressort ou marge statique de centrage), une perturbation (écart par rapport à l'équilibre : compression du ressort ou écart entre le C_z de vol et celui de réglage) et un amortissement (force proportionnelle à la vitesse de déplacement, qui s'oppose au mouvement). Dans le cas de l'amortisseur hydraulique, c'est le déplacement d'un piston dans l'huile qui fournit cette force de freinage. Dans le cas de l'avion, c'est la vitesse de rotation autour du CG qui donne une incidence additionnelle, donc un complément de portance, à chaque élément. Suivant la position du foyer de chacun relativement au CG, cette portance additionnelle s'oppose à la rotation (stabilisateur en aval de l'aile, aile dans le cas d'une aile volante ou d'un canard) ou l'aggrave (cas général de l'aile et du fuselage pour un appareil à stabilisateur).

Les fréquences de réponse du système sont liées au rapport inertie / raideur, tandis que le temps de retour à l'équilibre est donné par l'amortissement. Typiquement, la fréquence d'oscillation du système stable (CG avant) va être d'autant plus basse que l'inertie est importante et/ou la marge statique faible, tandis que la convergence va être d'autant plus rapide que l'amortissement est important. A noter que l'étude de ces phénomènes est accessible grâce aux logiciels AVL, XFLR5 et PredimRC.

Sur un avion sain, la dynamique longitudinale est caractérisée par deux types d'oscillations, appelée modes propres (fig. 101 et 102) :

- Une première, de période courte (de quelques dixièmes de secondes), concerne le mouvement transitoire vers l'incidence d'équilibre (C_{ztrim}) après chaque action à la profondeur ou chaque turbulence traversée.
- La seconde, de période longue (de l'ordre de quelques secondes à nos échelles), est appelée phugoïde. Elle résulte de l'échange entre l'énergie cinétique de l'avion et son énergie potentielle (pesanteur) au cours d'alternances de montées et de descentes à incidence quasi-constante. Cette oscillation est quasiment indétectable en modèle réduit de part les faibles durées de vol en palier stabilisé. Au premier ordre (approximation de Lancaster), elle est indépendante des caractéristiques de l'avion et n'est fonction que de la vitesse de vol (voir équation ci-après).

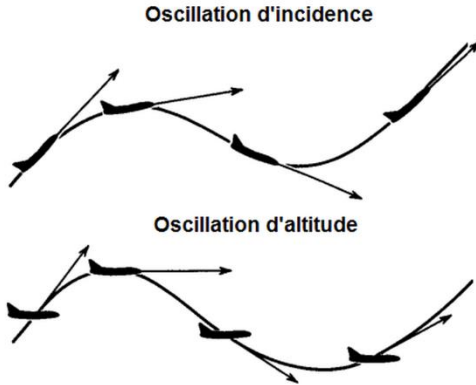


Fig. 101, attitudes de l'avion en oscillation

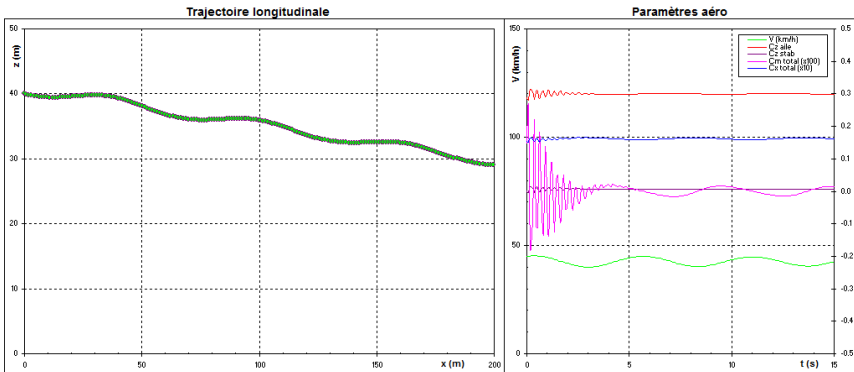


Fig. 102, réponse d'un planeur après perturbation (mode court puis phugoïde)

Le premier mode s'étudie en réponse en tangage après une perturbation, réponse qui peut être de quatre formes différentes (dans un plan vertical, mais cela fonctionne de la même manière pour le lacet dans un plan horizontal) :

- Réponse 1 : oscillatoire entretenue autour de l'équilibre (raideur trop importante et/ou amortissement trop faible).
- Réponse 2 : oscillatoire amortie avec retour à l'équilibre (raideur et amortissement correct).
- Réponse 3 : apériodique (sans oscillation) avec retour à l'équilibre (amortissement fort).
- Réponse 4 : apériodique (sans oscillation) divergente (CG arrière : $ms < 0$).

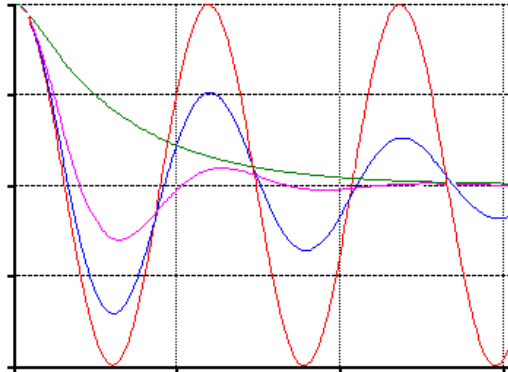


Fig. 103, exemples de réponses oscillatoires en fonction du temps

Le cas idéal est la courbe rose (fig. 103), avec un retour à l'équilibre en quelques oscillations, ce qui s'obtient sans effort particulier en respectant les règles de conception proposées ici. Mis à part le cas particulier du centrage trop arrière, il faut vraiment une erreur grossière pour rencontrer un comportement oscillatoire réellement perceptible. A titre d'exemple, citons au moins le cas d'une aile volante centrée trop avant et demandant en conséquence une forte correction à cabrer pour arriver à tenir le palier. Ce type de modèle étant généralement peu amorti en tangage, les oscillations qui en résultent sont facilement détectables.

Il conviendra aussi d'éviter autant que possible les masses excentrées. Non seulement le comportement dynamique de l'appareil en sera amélioré (temps de réaction plus court et sensation de légèreté au manche), mais également la traînée sera moindre lors d'un changement de cap ou à la traversée d'une perturbation. En effet, moins d'inertie implique moins d'effort pour obtenir un taux de rotation (autour de l'axe piloté / stabilisé) identique.

On trouve dans la littérature aérodynamique les équations suivantes, quantifiant de manière très approchée les deux modes principaux pour un appareil avec stabilisateur :

Mode de courte période (oscillation d'incidence) :

$$\omega_s \approx \sqrt{\frac{Cm_\alpha \cdot q \cdot S_a \cdot CMA_a}{I_{yy}}}$$

Pulsation propre :

$$\tau_s \approx \frac{q \cdot (S_s \cdot BL_s \cdot \omega_s + S_a \cdot CMA_a \cdot Cm_\alpha) + g \cdot Cx / Cz}{2 \cdot \omega_s \cdot V}$$

Taux d'amortissement :

Avec :

$$Cm_\alpha = -dCm / d\alpha = -0,11 \cdot A_a \cdot ms$$

q la pression dynamique (= $\rho V^2 / 2$)

lyy le moment d'inertie longitudinale de l'avion, à calculer en fonction de la répartition des masses de l'avion. En toute première approximation, assimilable à $m.CMAa^2$.

Mode de longue période (phugoïde) :

$$\omega_{ph} \approx \sqrt{2} \cdot \frac{g}{V}$$

Pulsation propre :

$$\tau_{ph} \approx \frac{2 - \delta}{2 \cdot \sqrt{2}} \cdot \frac{Cx}{Cz}$$

Taux d'amortissement :

Avec : $\delta = -1$ pour un planeur ou un avion à hélice et 0 pour un jet à réacteur.

$$f = \frac{\omega}{2 \cdot \pi}$$

Pour rappel, la fréquence d'une oscillation est :

Une autre manière d'aborder la stabilité dynamique est de passer par un calcul itératif (fig. 104). Le principe consiste à calculer à l'instant t les coefficients aérodynamiques de l'avion en fonction de sa trajectoire pour déterminer, via le principe fondamental de la dynamique avec une intégration de type Euler, sa nouvelle trajectoire à l'instant $t+1$. On injecte ensuite ces résultats en entrée de calcul, et ainsi de suite, avec un incrément de temps faible (entre 0.01 et 0.1s à nos échelles).

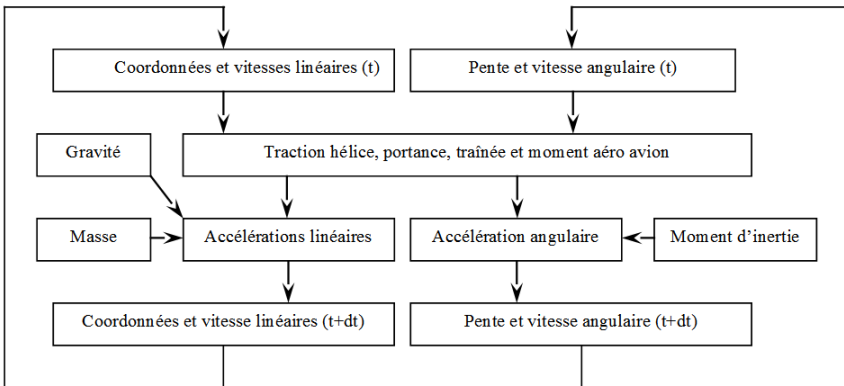


Fig. 104

L'implémentation, assez lourde, est décrite en détail dans le manuel utilisateur de PredimRC, aussi il est inutile de la reproduire ici.

Pour peu que la modélisation de l'avion soit suffisamment détaillée et fine (notamment concernant le fonctionnement du stabilisateur, mais aussi du fuselage), cette approche est particulièrement riche car permettant l'analyse de

l'influence des caractéristiques du modèle et de ses réglages, tant sur la trajectoire (fig. 105) que la vitesse de vol (fig. 106), l'évolution des coefficients aéro (fig. 102), le temps de décollage, etc. Il est même possible d'identifier l'instabilité dynamique liée à une inertie trop importante, alors même que la stabilité statique est positive.

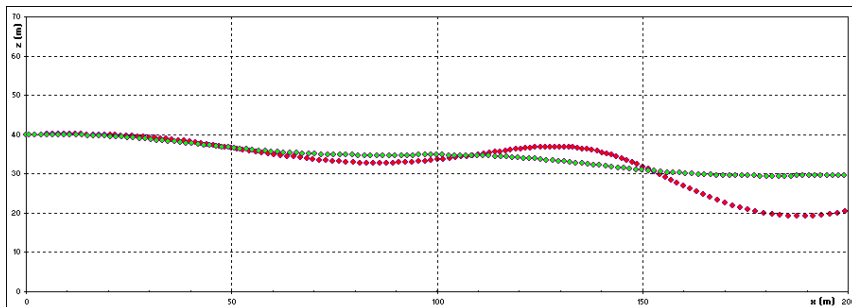


Fig. 105, étude de l'influence de l'inertie sur la stabilité de la phugoïde

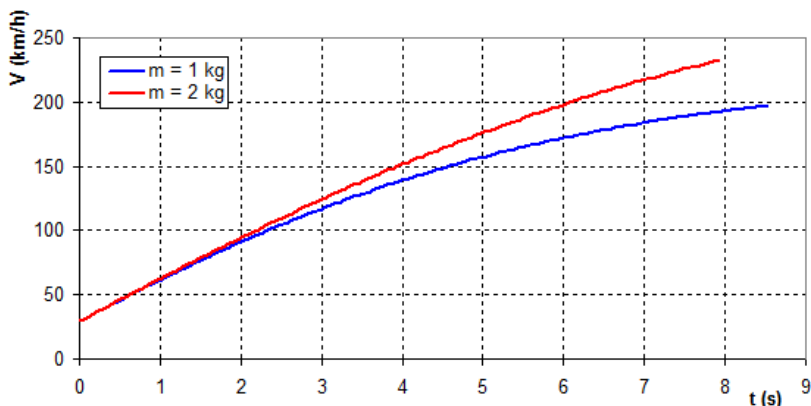


Fig. 106, étude de l'influence de la masse sur la prise de vitesse en piqué.

5.13 Le flutter

Ce phénomène de résonance aéro-élastique affecte principalement les voilures et les gouvernes, parfois de manière spectaculaire et potentiellement jusqu'à leur destruction. Il est la conséquence de la conjonction entre les propriétés mécaniques de la voilure ou de la gouverne (précisément sa raideur en torsion et en flexion, ainsi que sa masse et son inertie) et une sollicitation aérodynamique

(fig. 107) qui va exciter sa structure. Généralement, la réponse mécanique -en flexion et torsion- amortit la sollicitation, mais il arrive qu'elle soit en phase avec cette dernière : le phénomène s'auto-entretient et s'amplifie alors, et ne s'arrête que si le régime de vol est significativement modifié ou par la destruction du composant. Dans le cas des ailes à flèches négative, la réponse en flexion est aggravée par celle en torsion, ce qui les rend plus sensibles à ce phénomène.

Dans tous les cas, la seule solution simple pour sortir de cette résonance est de réduire la vitesse de vol, ce qui change l'excitation mais réduit aussi l'énergie à dissiper.

L'excitation à l'origine du flutter est de deux types :

- Externe, c'est à dire à la traversé d'une couche d'air turbulente.
- Intrinsèque à l'aérodynamique de l'avion, à cause du sillage turbulent, appelé allées de Von Karman, en aval d'un profil ou d'un appendice.

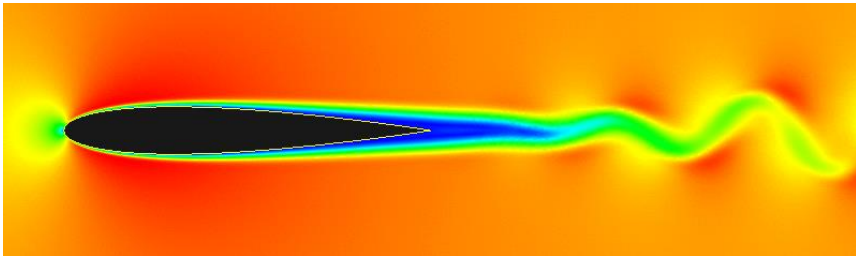


Fig. 107, simulation numérique des allées de Von Karman

La fréquence des allées de Von Karman peut être approximée par la formule suivante, valable jusqu'à $Re = 10k$:

$$\frac{f \cdot C}{V} \approx 0,2 \cdot \left(1 - \frac{11}{Re}\right)$$

Avec : f la fréquence, C la corde ou le diamètre, Re le nombre de Reynolds

Le rapport fC/V est appelé nombre de Strouhal. Pour des valeurs de Reynolds plus élevées, ce type d'abaque est suffisant (fig. 108) :

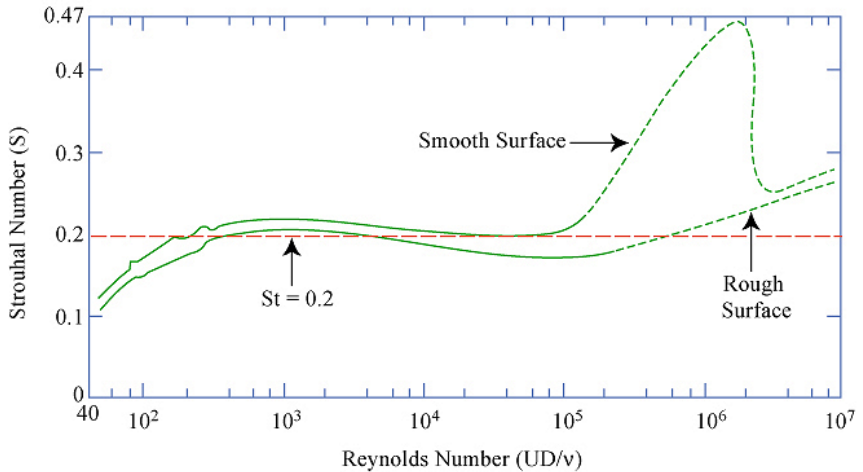


Fig. 108, source MIT OpenCourseWare

Reste maintenant à calculer les raideurs, masse et inertie des voilures, pour déterminer ses modes propres et vérifier à quelle vitesse de vol ils peuvent être excités par les allées de Von Karman. Pour cela, un logiciel de simulation mécanique sera une aide très appréciable. Ces calculs mécaniques ne sont pas détaillés ici, ne relevant pas directement de l'aérodynamique de l'avion et nécessitant un développement presque aussi important que le reste de cet ouvrage.

Néanmoins, il est bon de rappeler la principale solution utilisée pour éviter l'apparition de ce phénomène, qui consiste à changer l'inertie en rotation de la gouverne par l'adjonction d'une masse en porte-à-faux de son bord d'attaque.



Fig. 109, masse anti-flutter (gouverne de profondeur, Lockheed P38).

5.14 Hélice à pas variable, une panacée ?

Nous avons vu en §4.9.4 qu'un pas d'hélice mal adapté pouvait être extrêmement préjudiciable au rendement propulsif. Plutôt que tester plusieurs hélices, il est tentant d'envisager l'utilisation d'une hélice à pas variable, type VarioPROP, qui permet de positionner au mieux le point de rendement maximum.

Seulement, tout n'est pas parfait :

- La forme des pales, c'est à dire les répartitions des cordes, profils et vrillages, n'est optimale que pour un pas donné. Même si ce pas est judicieusement choisi, par ex. au centre de la plage utilisable, les autres pas sont fatalement désadaptés et le rendement maximum inférieur à celui d'une hélice de pas fixe [conçue pour ce pas].
- Le diamètre n'est pas modifiable, il n'est donc pas possible de faire une conversion entre diamètre et pas pour rester à charge moteur constante.

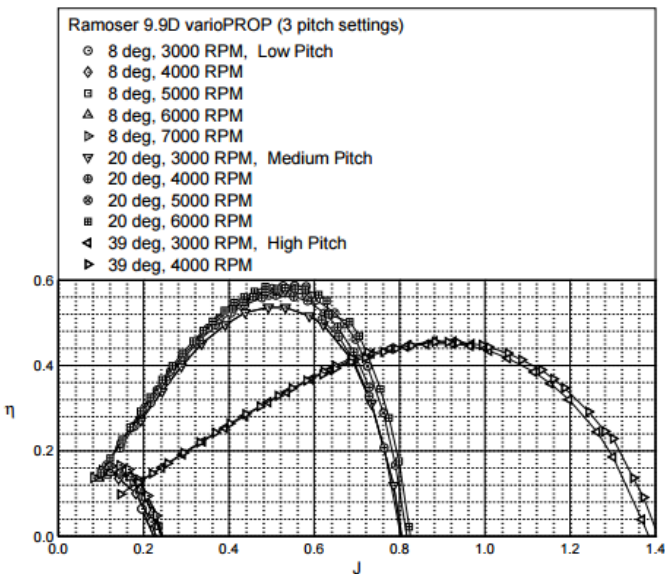


Fig. 110, courbes de rendement d'une hélice à pas variable

5.15 Hélice bloquée ou hélice libre ?

Laquelle traîne le plus ? Voilà une question à laquelle chacun pense avoir une réponse évidente. Certains diront que c'est l'hélice tournant librement sous l'effet du vent relatif qui traîne moins, d'autres défendront le contraire... et ils auront

probablement tous raison, suivant le modèle auquel ils se réfèrent. L'enjeu de la question est double : une hélice peut constituer un frein avantageux pour l'atterrissage ou au contraire gênant pour une phase de plané.

Si on cherche un peu sur le net, avec comme mot-clé « windmilling drag » (littéralement : traînée de moulin à vent), on tombe rapidement sur ce type de graphique :

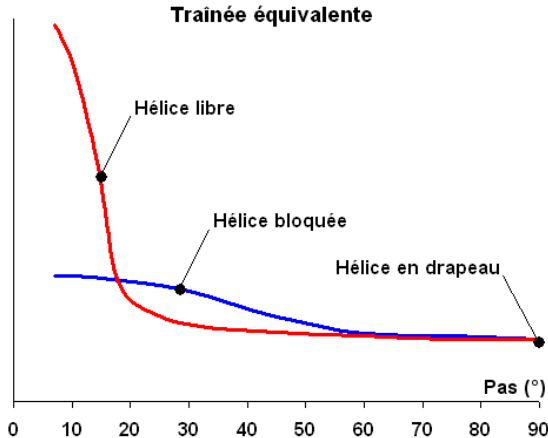


Fig. 111

Le décodage est relativement simple : à chaque pas étudié (précisément une incidence géométrique du profil d'hélice) correspond une traînée d'hélice bloquée et une traînée équivalente (précisément une force dirigée vers l'arrière) d'hélice tournante sous l'action du vent (windmilling). La comparaison entre ces deux configurations montre que l'hélice tournant librement traîne sensiblement plus que l'hélice bloquée si son pas est faible, et à partir d'un certain pas c'est le contraire.

Le point de transition se situe environ à une vingtaine de degré, ce qui permet de déterminer (sachant que le pas géométrique est considéré à 70% du diamètre de l'hélice) une loi empirique de traînée moteur coupé :

- Si pas géo. < 70% diamètre : hélice libre freine plus que l'hélice bloquée.
- Si pas géo. > 70% diamètre : hélice libre freine moins que l'hélice bloquée.

Mais au fait, d'où cela vient-il ? Un petit croquis de décomposition des vitesses puis des forces rend les choses limpides pour le vol moteur actif :

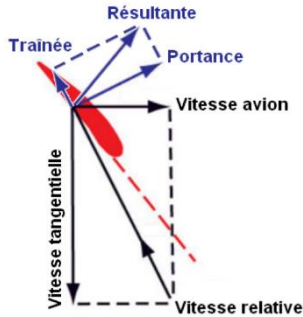


Fig. 112

Tout est une question d'incidence locale du profil d'hélice, comme pour une aile d'avion. La projection de la résultante aérodynamique sur le plan de rotation de l'hélice donne le couple que doit fournir le moteur, tandis que la projection sur l'axe de rotation donne la traction d'hélice.

Appliquons le même formalisme à l'hélice libre :

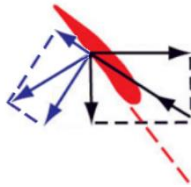


Fig. 113

La résultante des forces est dirigée vers l'arrière et est assimilable à une traînée une fois intégrée sur l'hélice complète. A noter que la notion de traînée de « disque balayé » par l'hélice souvent évoquée n'existe pas... les forces ne s'exercent que sur la surface de l'hélice, exactement comme sur une aile.

5.16 Souffle hélicoïdal d'hélice, mythe ou réalité ?

Une étude géométrique similaire à celle des forces s'exerçant sur l'hélice permet d'estimer la giration (appelée communément souffle hélicoïdal) de l'air en aval de l'hélice. On prête souvent à ce souffle des effets importants en lacet et en roulis, à cause d'une mauvaise interprétation de photos de vortex visible en bout d'hélice sur certains avions grandeur. La forme de ce vortex est en effet particulièrement hélicoïdale. Pourtant, cette trace dans la masse d'air ne traduit pas directement la forme du souffle d'hélice mais ne fait que matérialiser le pas de l'hélice. Dans

le repère de l'avion, la valeur de la giration n'est en réalité que de quelques degrés et son influence est généralement assez peu significative. Cela est d'ailleurs matérialisé sur d'autres photos toutes aussi faciles à trouver sur le net (par exemple sur le site interaction.free.fr) par des fils de laine accrochés au fuselage, fils de laine désespérément dans l'axe de l'avion au lieu d'être inclinés par le « souffle » de l'hélice. Pour finir d'achever ce mythe, il faut aussi retenir que la giration diminue proportionnellement à la vitesse de vol et à la distance de l'hélice à laquelle on la mesure, exactement comme pour la déflexion de sillage. La giration d'hélice est d'ailleurs la déflexion de sillage de l'hélice qu'on mesure dans le repère fixe de l'avion.

Ceci dit, que les effets en jeux soient généralement faibles ne dispense pas de les décrypter. Ils existent principalement sous les formes suivantes :

- **Axe de roulis** : l'action de la giration sur toutes les surfaces de l'avion, par changement local d'incidence, donne un moment autour de l'axe de vol de l'avion, dans le même sens que celui de la rotation de l'hélice. Mais comme ce moment est en sens inverse du couple moteur, il tend à compenser (un peu) ce dernier, que l'on finit généralement de contrer au trim d'aileron.
- **Axe de tangage** : les quelques degrés de la giration qui s'additionnent localement à l'incidence d'une aile peuvent favoriser un décrochage asymétrique quand l'appareil vole au moteur à forte incidence. Ce phénomène est surtout sensible sur certains warbirds dotés d'hélice de taille parfois énorme proportionnellement à celle de l'aile.
- **Axe de lacet (aérodynamique)** : les dérives de nos avions étant rarement symétriques par rapport au plan horizontal, l'action de la giration sur la dérive va générer un effort dans le sens de la giration, donc un moment de lacet. Sur un modèle réduit, équipé classiquement d'une hélice tournant en sens horaire vue de l'arrière, ce moment tend à faire pivoter l'avion vers la gauche. Cette tendance est surtout détectable au sol ou en fin de montée verticale (cela facilite le renversement... dans un sens seulement) et peut, si besoin, être compensée par une correction à la dérive ou, plus classiquement, par l'angle d'anticouple du moteur. A noter que cette appellation est assez impropre, mais elle est maintenant tellement usitée qu'il est difficile de la qualifier.
- **Axe de lacet (mécanique)** : suivant l'incidence de l'avion, l'axe de rotation de l'hélice fait un angle non nul avec la vitesse relative, occasionnant un déport de la traction et nécessitant une correction à la dérive. A forte incidence d'avion, la pale descendante a alors une incidence plus élevée que la pale montante, la traction est donc déportée du côté de la pale descendante. Et inversement à forte incidence négative de l'avion. Cela est aussi vrai sur l'axe de tangage si l'incidence de lacet n'est pas nulle.

La mise en évidence de la nature des effets et des moyens de les contrer confirme bien leur faible importance. En effet, sur la majorité des appareils bien construits et normalement motorisés, le décrochage au moteur est généralement symétrique tandis que les corrections d'anticouple moteur et de trim d'aileron sont de faible importance.

Pour en savoir un peu plus, la lecture de la note technique NACA n°1146 est très intéressante. Les graphiques les plus parlants sont à mon avis les fig. 14, 15 et 16 "concluded" qui synthétisent les résultats sous la forme de courbes montrant l'incidence de dérive dans le vent relatif pour divers angles de dérapage en lacet imposé à l'avion, cela pour trois pas d'hélice et trois empennages plus ou moins proches de l'hélice. L'angle d'incidence de la dérive mesuré à un angle nul de dérapage en lacet permet donc d'avoir un bon ordre d'idée de la valeur de la giration locale au niveau de la dérive.

En voici une rapide synthèse :

- A une incidence de lacet de 0° correspond une incidence de dérive de 0° à environ 2° pour le cas le plus extrême (pas d'hélice de 35° et empennage le plus proche de l'hélice).
- La giration d'hélice introduit une non-linéarité très marquée dans la réponse en lacet autour du neutre, avec une courbe à faible pente sur environ $\pm 10^\circ$ (0.25° d'incidence de dérive pour 1° de lacet alors que le reste de la courbe est plutôt à 1° pour 1°). Cette non-linéarité traduit probablement l'effet du contournement de l'air autour du fuselage lorsque celui-ci est mis en dérapage dans le vent relatif.



Cette belle photo d'un KR2 (photo constructeur) montre très clairement, grâce aux fils de laine, la giration quasi-nulle de l'écoulement le long du capot moteur. On distingue aussi un décollement marqué en aval de la sortie d'air de refroidissement du moteur.

5.17 Représentativité des calculs

Après avoir abordé ce dossier en soulevant la nécessité d'une bonne représentativité des calculs manipulés, il n'est pas inutile de le clôturer en revenant sur cet aspect essentiel. Quoi de plus légitime en effet que de penser que tout cela est un inutile pressage de citron qui n'apporte pas grand-chose de plus qu'une consommation excessive d'aspirine. La plupart des modélistes s'en sortent à peu près bien sans calcul... Alors, à quoi bon ?

5.17.1 CG, calages et perfo

Déjà l'essentiel, c'est à dire le calcul du CG, qui couvre une grande partie des hypothèses de calcul présentées dans ce dossier. Gros retour d'expérience à l'appui grâce à leur implémentation sur PredimRC, les calculs proposés ici se révèlent d'une excellente robustesse et fiabilité quels que soient les modèles, du micro-planeur à la grande plume sans oublier les avions de tout type. Les écarts entre CG calculé et CG réel dépassent rarement quelques % de corde moyenne, et en règle générale la majorité des pilotes conservent tel quel le réglage calculé. Le bénéfice pour le modéliste lambda que nous sommes tous est double : d'une part un centrage bien réglé à l'atelier évite toute mauvaise surprise au premier vol. Que celui qui n'a jamais connu une séance de rodéo sauvage ou, pire, un crash à cause d'un CG mal réglé me jette la première pierre... D'autre part, bien maîtriser par calcul la position du CG permet d'optimiser la répartition des masses dès la conception ou à défaut lors de l'installation radio, avec à la clé un gain évident de masse. Il suffit d'observer la masse de plomb nécessaire au centrage de certains modèles pour saisir tout l'intérêt de cette approche.

Les calculs des calages, qui découlent directement de celui du CG, se révèlent eux aussi très prédictifs, à condition de disposer de valeurs de α_0 et C_{m0} fiables. Pour cela, XFOIL est un outil précieux et qui lui aussi a fait ses preuves. Cette soufflerie numérique est parfois décriée pour sa représentativité à très faible Reynolds ($< 100\,000$), avec comme principal reproche une tendance à exagérer les non-linéarités de C_z et de C_m . Autrement dit, XFOIL serait plus pessimiste que la réalité, presque le monde à l'envers quand les « calculo-sceptiques » pensent que les calculs sont toujours trop optimistes. Mes expérimentations dans le domaine des très faibles Reynolds me donnent plutôt à penser que XFOIL s'en sort plutôt bien, du moins avec certaines précautions d'emploi (cf. ci-après). Entre autres, une expérience malheureuse conforte cette position, concernant le Mini-Discus développé pour l'entreprise CCM. Autant le premier opus à ailes coffrées volait superbement, autant sa déclinaison tout fibre a été, disons-le tout net, un échec cuisant. Seule différence : l'état de surface, de relativement irrégulier sur les ailes coffrées, est devenu parfaitement lisse sur les ailes fibres avec, du coup, la disparition des petits défauts qui jouaient en fait le rôle de turbulateur et participaient très activement au bon fonctionnement du profil. Pour la curiosité, j'ai passé sous XFOIL ce profil (développé à l'époque sous un code Eppler ne

gérant pas le Re critique) et les conclusions étaient nettes : pas d'espoir sans turbulateur. Comme quoi...

De même, les simulations de motorisation ont été confrontées à la réalité, tout particulièrement au niveau des points de fonctionnement essentiels que sont la vitesse maximum en palier et le taux de montée maximum. Là aussi, les résultats sont très probants, et valident de facto les calculs de traînées. De plus, les optimisations d'hélice sur des cellules existantes ont été très concluantes, pas seulement du point de vue mesure mais aussi feeling des pilotes, agréablement surpris pour certains de découvrir un nouveau potentiel à leur avion favori.



Deux beaux exemples de modèles atypiques (Elektro Retro de Vincent Besançon et SlowWing de Lionel Bernardin) validant les calculs de CG abordés ici : le premier est centré à plus de 50% de la corde moyenne, tandis que l'allongement très réduit et la forte flèche du second ne sont pas courants.

5.17.2 XFoil et nCrit

Les effets d'état de surface du profil sont pris en compte par XFoil via le paramètre nCrit, qui modélise le niveau de turbulence moyen de l'air circulant autour du profil. Ce paramètre dépend principalement de l'état de surface réel du profil étudié et influence sensiblement la transition laminaire / turbulent, exactement comme un turbulateur, avec les mêmes effets : amélioration des résultats (meilleur Cx, réduction des non-linéarités en Cz et Cm) à faible Reynolds et dégradation du Cx à Reynolds élevé. La valeur de 9 utilisée de manière générique convient bien à des modèles dotés d'un état de surface très soigné, comme par exemple avec une réalisation tout plastique en moule usiné. Par contre, plus l'état de surface des ailes présente des imperfections même petites (rugosité, facettes, marches, etc.) et plus il convient de réduire ce paramètre sous peine de conclusion erronée. Par exemple, le nCrit représentatif d'un micro-planeur fini au papier japon (légèrement rugueux) comme le Crobe ou d'une aile en structure en plâtre est plutôt de 3. Pour la majorité des autres constructions (ailes coffrées), un nCrit de 6 semble pertinent pour ne pas surestimer les performances à Reynolds élevé et mal appréhender le comportement à faibles Reynolds. A noter que pas mal de publications de laboratoires ou de centres d'essai vont dans le même sens (on en trouve facilement sur internet) et confirment la pertinence d'XFoil avec un nCrit correctement réglé.

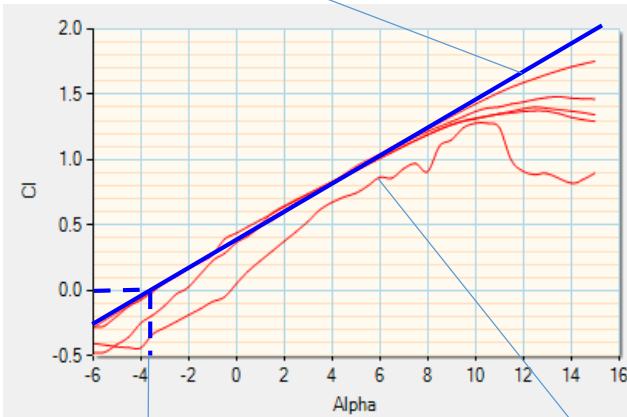
5.17.3 Linéaire vs non-linéaire

La théorie linéaire [des profils minces] présentée tout au long de cet ouvrage est une simplification de la réalité, qui considère que la relation entre portance et incidence est indépendante du profil (à son α_0 près) et que le moment est constant. Cette théorie est fiable et prédictive dans la majorité des cas, sauf aux abords du décrochage et quand le profil est mal adapté aux Reynolds de vols (= utilisé en dessous de son Re critique).

A contrario, l'approche non-linéaire est plus représentative de la réalité (fig. 114), mais est très sensible aux effets de Reynolds, suivant en particulier les conditions de modélisation (nCrit, turbulateur). Attention donc de les choisir soigneusement en fonction de l'enveloppe de vol et du design de l'avion étudié (cf. chapitre ci-avant « xFoil et nCrit »).

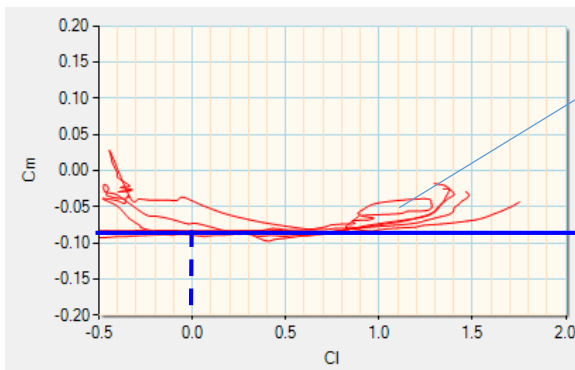
Les phénomènes non-linéaires ne peuvent être appréhendés par des calculs simples et nécessitent d'avoir recours à des simulations numériques. A ce jour, dans les logiciels accessibles au grand public seul Gemini Aero Designer propose ce type de résolution, en combinant deux approches simultanément : un solveur de surface portante 1.5D et un solveur VLM 3D couplé à un interpolateur xFoil non-linéaire, dont les données sont partiellement réduites via la théorie des profils minces pour le cas linéaire.

Théorie linéaire des profils minces $C_z = 2.\pi(\alpha - \alpha_0)$, pas de décrochage



Alpha

courbe xFoil "réelle", sensible au Reynolds



xFoil

Théorie des profils minces : $C_{m0} = Cst$

Fig. 114

Au niveau de l'avion complet (fig. 115), l'écart entre linéaire et non-linéaire est généralement relativement faible en termes de performances. Il n'en est pas toujours de même au niveau stabilité et équilibre, l'écart peut être significatif à faibles Reynolds et peut révéler des instabilités à certains points de fonctionnement. Ce type d'analyse est alors un atout précieux pour affiner en toute connaissance de cause le choix des profils, de l'état de surface, ou de l'utilisation de turbulateur.

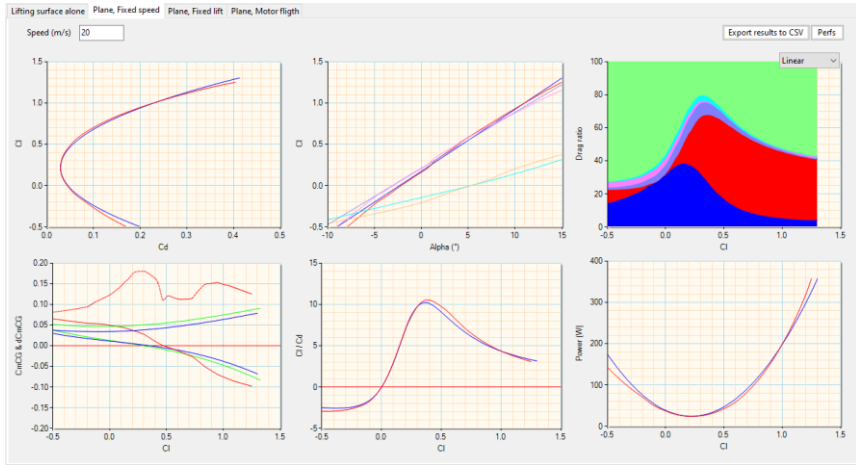


Fig. 115, linéaire (courbes bleues) vs non-linéaire (courbes rouges)

5.17.4 Un peu de bon sens

Les précautions [liées aux effets non-linéaires] à prendre pour la simulation des profils nous amène tout naturellement à évoquer l'impact des défauts de construction sur les performances de vol du modèle complet. Et, par voie de conséquence, les calculs de ces dernières sont-ils fiables ? La réponse est... tout dépend, en particulier des précautions prises par l'utilisateur.

D'une part, les données d'entrées du calcul doivent en effet correctement décrire la réalité (dimensions du modèle, profils, conditions de vol, etc.) et les calculs manipulés doivent être cohérents avec l'étude menée. C'est une évidence, mais... Par exemple, inutile d'attendre des miracles d'une modélisation dans laquelle certains éléments significatifs ne sont pas pris en compte, comme par exemple un train d'atterrissage imposant, des haubans ou des commandes particulièrement proéminentes. Hormis cet aspect évident, il n'est pas non plus nécessaire de modéliser les moindres détails pour obtenir une simulation robuste, l'important est de prendre en compte les éléments principaux. De même, les petits défauts de forme ou d'aspect ont généralement un impact négligeable sur le résultat global. Par exemple, une aile coffrée en polystyrène découpée à la CNC, construite correctement (sans vrillage, profil à minima respecté, bord de fuite pas trop épais, finition propre) offrira des performances très proches de la même aile moulée en fibre dans un moule usiné. Quand bien même ses performances seraient un peu en retrait, la conséquence sur le modèle complet ne serait pas forcément significative car l'aile n'est pas seule à voler. Par exemple, 10% de

traînée en plus sur le profil d'aile (qui ne représente qu'en moyenne 30% à 50% de la traînée totale) ne pénalise que de 3 à 5% les performances globales de l'appareil. La preuve, il n'est pas rare que des modèles perso construits de manière simple (mais propre) se distinguent en compétition planeur et racer, soulevant toujours de nombreuses interrogations sur la comparaison construction tout fibre / construction « traditionnelle ». A contrario, il est évident qu'une aile découpée en mousse à billes ouvertes et à la surface laissée complètement brute a de très fortes chances de traîner bien plus que prévu. Un entoilage mal tendu peut aussi sensiblement altérer les performances d'une aile en déformant le profil, tout comme la présence sur un fuselage de discontinuités marquées, sa traînée sera évidemment plus importante que celle d'un fuselage de mêmes dimensions mais correctement profilé.

D'autre part, en plus de la représentativité d'une soufflerie numérique comme XFoil pour les profils, très correcte moyennant un choix judicieux de nCrit, il faut évoquer celle des calculs du modèle complet, de traînée induite, de surface mouillée, d'interaction, etc., que l'on retrouve dans des outils comme Gemini Aero Designer, PredimRC et XFLR5. Les publications -donc les expérimentations chiffrées- sur le sujet sont innombrables et remontent aussi loin que les débuts de l'aérodynamique, aussi il est assez rationnel de leur faire confiance. D'autant plus que les approches théoriques utilisées sont déduites de l'expérimentation, ce serait un comble que leurs résultats soient totalement à côté de la plaque.

5.17.5 Expérimenter

A notre niveau, il est aussi possible de faire un peu d'expérimentation pour confronter les calculs à la réalité physique. Les propulsions électriques sont pour cela une vraie aubaine car elles permettent de déterminer assez facilement la puissance aéro consommée par le modèle, grâce à un datalogger, une mesure de vitesse embarquée (pitot, GPS) ou depuis le sol (radar par ex.) et une caractérisation du rendement propulsif de l'hélice (mesures UIUC par exemple). Plusieurs points de mesure en palier stabilisé à diverses puissances moteur suffisent alors à reconstruire les polaires de finesse et de taux de chute. Attention néanmoins à la précision de mesure et aux conditions d'essais (impérativement en plaine, par temps neutre et sans vent), une certaine rigueur est indispensable pour obtenir des mesures fiables... au moins autant que les calculs qu'on souhaite vérifier !

Dans un autre registre, Matthieu Scherrer a directement installé un Jibe F5D dans une soufflerie. Tout est détaillé sur le blog de Matthieu et mérite le détour avec des résultats particulièrement intéressants :

<http://sailplane-matscherrer.blogspot.com/search/label/Aerodynamics>

L'évolution fulgurante des machines de compétitions basées sur la recherche d'une traînée minimale sur une large plage de portance (racer, planeurs) est aussi un excellent indicateur de la pertinence des outils de simulation, XFoil en tête. En

particulier, à défaut de pouvoir être certain de la précision absolue de ces outils - principalement à cause de la difficulté de prendre en compte tous les détails de la réalité physique-, leur utilisation en relatif (comparaison) a été ces dernières années d'une très grande fécondité. En témoignent tous les profils modernes (TP, AG, etc.) qui ont fait à maintes reprises leur preuve en compétition et qui n'auraient tout simplement pas existé sans XFoil. A méditer...

De manière plus abordable, confronter les résultats issus d'une modélisation aux réglages concrets d'un modèle, notamment le centrage neutre (seule position de CG définissable sans aucune ambiguïté) et les calages associés, est toujours très instructif. Faire cet exercice sur des cas type variés, sans a priori, est d'ailleurs salutaire pour se défaire définitivement des derniers faux-amis qui auraient résisté à la lecture de ce dossier.



Ces essais en soufflerie réalisés à l'IUT de Ville d'Avray (JL. Bolteau) ont permis de valider à faible Reynolds la position du foyer d'une configuration simple. Pour ne prendre en compte que le couple aile / stabilisateur, le fuselage est de section constante et son foyer est positionné sur le foyer global aile + stab (sans fuselage). Les résultats sont parfaitement conformes aux calculs... ou l'inverse !

5.18 Quelques applications pratiques

5.18.1 Planeur 60''

L'envergure hors-tout est fixée par le règlement : 1.52 m. Le fuselage sera étroit, disons 40 mm, soit une envergure aérodynamique de 1480 mm.

- ⇨ Allongement : $\lambda a = 11.4$
- ⇨ Sachant que $\lambda = Env^2 / Sa$, on a : $Sa = 19.2 \text{ dm}^2$
- ⇨ Charge alaire à vide : 27 g/dm^2
- ⇨ Masse à vide : 520 g

Pour rester dans le cadre de ce dossier, l'aile est à simple trapèze. Sachant que la corde de saumon est de 60% celle d'emplanture, on a :

- ⇨ $C_{emp} = 162 \text{ mm}$
- ⇨ $C_{saum} = 97 \text{ mm}$
- ⇨ $C_{moy} = 132 \text{ mm}$
- ⇨ Vitesses caractéristiques ($C_z = 0.05 / 0.3 / 0.8$) = 26 / 43 / 106 km/h
- ⇨ Re correspondant à l'emplanture = 81000 / 132000 / 325000
- ⇨ Re correspondant au saumon = 49000 / 79000 / 194000

Le profil retenu est le TP74 (ep. 7%, $C_{m0} = -0.029$, $\alpha_0 = -1.3^\circ$), parfaitement adapté au domaine de vol de ce 60'', c'est-à-dire des couples (C_z , Re) caractéristiques rencontrés ici.

Pour simplifier la construction, les BF des deux ailes sont alignés :

- ⇨ FI = 65 mm
- ⇨ FIC_{moy} = 46 mm

Le stabilisateur retenu est en V d'ouverture 110°, avec une surface équivalente de 8% de celle de l'aile, un allongement équivalent de 5 et une corde de saumon de 60% de celle d'emplanture :

- ⇨ $V_s = 0.35$
- ⇨ $S_s = 1.9 \text{ dm}^2$
- ⇨ BLs = 578 mm
- ⇨ Envergure équivalente : 308 mm
- ⇨ Cordes équivalentes : 77 mm / 46 mm
- ⇨ Dimensions réelles : cordes 94 mm / 56 mm / longueur 188 mm

Longueur de fuselage = BLs + 0.4 * BLs + 40mm d'assise de stab = 849 mm

Calcul du CG :

- ⇨ $A_a = 0.85$
- ⇨ $A_s = 0.71$
- ⇨ $H_s = 43$
- ⇨ $\epsilon' = 0.26$
- ⇨ $C_{effs} = 0.62$

- ⇒ Position du foyer global sur la corde moyenne : $x_F = 37\%$
- ⇒ Position du foyer global à l'emplanture / BA : $X_F = 95 \text{ mm}$
- ⇒ Position du CG premier vol sur la corde moyenne : $x_{CG} = 32\%$
- ⇒ Position du CG premier vol à l'emplanture / BA : $X_{CG} = 88 \text{ mm}$

Calcul des calages pour $C_{za} = 0.3$:

- ⇒ $\alpha_a = +1.9^\circ$
- ⇒ $C_{zs} = -0.02$
- ⇒ $\alpha_s = +0.5^\circ$
- ⇒ V é longi = $+1.4^\circ$

5.18.2 K-Nar de Patrice Pons (MMag n°704)

Dimensions simplifiées tirées du plan :

- ⇒ Aile : cordes = 110 / 81 mm, flèche = 15 mm, envergure = 910 mm
- ⇒ $S_a = 8.7 \text{ dm}^2$, $\lambda_a = 9.5$
- ⇒ Charge alaire = 34.5 g/dm²
- ⇒ $C_{moy} = 96 \text{ mm}$
- ⇒ $FIC_{moy} = 7.1 \text{ mm}$
- ⇒ Profil plan convexe ep. 8% : $C_{mo} \approx -0.05$, $\alpha_{0} \approx -3^\circ$
- ⇒ Stabilisateur : corde = 70 mm, envergure = 300 mm, $BL_s = -410 \text{ mm}$
- ⇒ Profil plan convexe fin : $\alpha_{0} \approx -1.5^\circ$
- ⇒ $S_s = 2.1 \text{ dm}^2$, $\lambda_s = 4.3$
- ⇒ $V_s = -1.03$

Calcul du CG :

- ⇒ $A_a = 0.83$
- ⇒ $A_s = 0.68$
- ⇒ $\epsilon' = 0$
- ⇒ $C_{effs} = 0.82$
- ⇒ Position du foyer global sur la corde moyenne : $x_F = -70\%$
- ⇒ Position du CG à $m_s = 5\%$ sur la corde moyenne : $x_F = -75\%$
- ⇒ Position du CG à $m_s = 5\%$ à l'emplanture / BA : $X_F = -65 \text{ mm}$

Calcul des calages pour $C_{za} = 0.3$:

- ⇒ $\alpha_a = +0.3^\circ$
- ⇒ $C_{zs} = +0.44$
- ⇒ $\alpha_s = +4.4^\circ$

Attention, le calcul du C_z de stab a été réalisé avec la formule complète, étant donné que le CG est relativement éloigné du foyer de l'aile.

Le plan indique un CG à 67mm devant le BA emplanture, soit à peine 2 mm d'écart avec les calculs simplifiés proposés ici. Avec sa formulation complète, le CG calculé avec une marge statique de 3% correspond parfaitement au CG réel. De même, les calages d'aile et de stab correspondent plutôt bien à la réalité (approximativement 0° et 5° sur le plan).

6. Formulaire

6.1 Référentiel de vol

x : direction de vol
 z : normale à la direction de vol dans le plan vertical
 y : normale à la direction de vol dans le plan horizontal (suivant l'envergure)
 h : axe horizontal (sol)
 v : axe vertical (sol)

6.2 Désignations principales

E : envergure
 $C_{[ij]}$: corde n° i
 CE : corde emplanture
 CS : corde saumon
 CMA : corde moyenne aérodynamique
 S : surface portante d'une voilure
 S_m : surface mouillée
 λ : allongement
 Eff : effilement d'une voilure
 FL : flèche d'une corde
 Λ : angle de flèche d'une voilure (bord d'attaque, corde /4 ou /2)
 m : masse
 CHa : charge alaire
 BL : distance horizontale (bras de levier) entre deux foyers
 H : distance verticale entre deux foyers
 β : angle d'ouverture d'un empennage en V
 L, l, h : dimensions principales du fuselage

Re : nombre de Reynolds
 C_z : coefficient de portance
 C_x : coefficient de traînée
 C_m : coefficient de moment
 F_z : force de portance
 F_x : force de traînée
 M : moment
 V_x (ou V) : vitesse de vol
 V_z (ou V_v) : taux de chute
 V_h : vitesse horizontale
 f : finesse

α : incidence aérodynamique (angle entre le profil et l'axe x)
 α_0 : incidence de portance nulle
 Cm_0 : coefficient de moment à portance nulle
 α_K : angle de calage d'une voilure

A : coefficient d'efficacité de portance
 F : foyer (point où le moment est indépendant de l'incidence)
 V_s : volume de stab
 ms : marge statique
 K_f : coefficient de correction de foyer du fuselage
 k_f : coefficient de forme du fuselage
 e : coefficient d'Oswald d'une voilure

6.3 Préfixes

x : position axiale relative (d'un foyer ou du CG) à la corde moyenne de l'aile
 X : position axiale absolue (d'un foyer ou du CG) au bord d'attaque de l'aile à l'emplanture
 d : petite variation d'un paramètre

6.4 Suffixes

a : aile
 s : stabilisateur
 f : fuselage
 u : accessoire
 i : induit
 p ou ∞ : profil
 min : minimum d'une variable
 max : maximum d'une variable
 moy : moyenne d'une variable