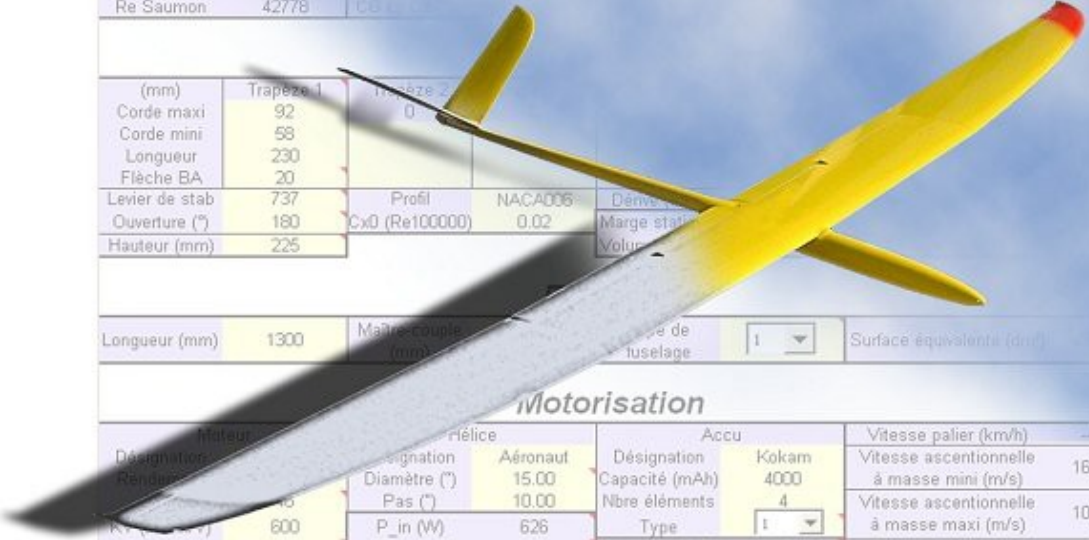


PredimRC v2.66

Guide utilisateur



(mm)			
Corde maxi			
Corde mini			
Longueur			
Flèche BA			
V (km/h)	55		
Re Emplanture	160417		
Re Cmo	126653		
Re Saumon	42778		

(mm)			
Corde maxi	92		
Corde mini	58		
Longueur	230		
Flèche BA	20		
Lever de stab	737	Profil	NACA006
Ouverture (°)	180	Cx0 (Re100000)	0.02
Hauteur (mm)	225		

Longueur (mm)	1300	Maître couple (mm)		Surface équivalente (dm²)	
---------------	------	--------------------	--	---------------------------	--

Motorisation

Moteur	Helice	Accu	Vitesse palier (km/h)
Désignation	Désignation	Désignation	
Rendement	Aéronaut	Kokam	Vitesse ascensionnelle à masse mini (m/s)
	Diamètre (")	Capacité (mAh)	16.3
	Pas (")	Nbre éléments	Vitesse ascensionnelle à masse maxi (m/s)
	P_in (W)	Type	10.9
KV (rpm/V)	P_out (W)	Décharge (xC)	5
Taux (%)			

Sommaire

1	INTRODUCTION.....	3
2	PRÉSENTATION.....	4
2.1	CRÉDITS.....	4
2.2	FLOWCHART SIMPLIFIÉ.....	4
2.3	CONTENU DU PACKAGE.....	4
2.4	PARAMÉTRAGE.....	5
2.4.1	Windows.....	5
2.4.2	Excel 2000 et 2003.....	6
2.4.3	Excel 2007 et supérieur.....	7
2.5	COMPATIBILITÉ.....	8
3	QUELQUES DÉFINITIONS.....	9
3.1	GRANDEURS GÉOMÉTRIQUES.....	9
3.2	GRANDEURS AÉRODYNAMIQUES.....	9
4	UTILISATION.....	11
4.1	BARRE D'OUTILS SPÉCIFIQUE.....	11
4.2	ONGLET « 0-MENU ».....	11
4.3	ONGLET « 1-PROFILS ».....	12
4.3.1	Affichage des polaires profil.....	12
4.3.2	Gestion des profils, atelier de création / modification de profil.....	13
4.3.3	Fiche profil.....	15
4.3.4	Interpolation C_x à Re et C_z quelconque.....	16
4.4	ONGLET « 2-ALLONGEMENT ».....	17
4.5	ONGLET « 3-GÉOMETRIE ».....	18
4.5.1	Exporter / importer les données modèle.....	18
4.5.2	Saisir les dimensions du modèle.....	18
4.5.3	Cas particulier d'un biplan.....	20
4.5.4	Définir les réglages.....	21
4.5.5	Moments autour du CG.....	23
4.5.6	Recherche du foyer latéral.....	24
4.5.7	Analyse VLM de la géométrie des voilure (aile et stab) et des gouvernes (ailes)....	24
4.5.8	Évaluation des performances.....	26
4.5.9	Lignes de fonctionnement profils.....	27
4.5.10	Pente de descente en plané.....	28
4.5.11	Évolution des C_x en palier ou à vitesse imposée.....	29
4.5.12	Cas des ailes multi-profils.....	29
4.5.13	Vrillage d'une aile volante.....	29
4.5.14	Centrage par pesée.....	30
4.6	ONGLET « 4-MOTORISATION ».....	30
4.6.1	Groupe Moto-Propulseur (GMP).....	30
4.6.2	Polaires avion au moteur.....	32
4.6.3	PropMatch.....	33
4.7	ONGLET « 5-ANALYSE DYN ».....	34
4.8	ONGLET « 6-SERVO ».....	38
4.9	ONGLET « 7-COMPARAISON PERFS ».....	39
5	PRINCIPAUX CALCULS.....	40
5.1	RÈGLES DE NOMMAGE.....	40
5.2	CARACTÉRISTIQUES D'UNE VOILURE (AILE, STAB).....	41
5.3	CARACTÉRISTIQUES DU FUSELAGE.....	41
5.4	CENTRE DE GRAVITÉ (CG).....	41
5.5	CALAGES DE L'AILE ET DU STABILISATEUR.....	42
5.6	EXPLOITATION DES DONNÉES XFOIL.....	43

5.7 POLAIRES AVION.....	43
5.8 MOTORISATION.....	45
5.9 ANALYSE DYNAMIQUE.....	46

1 Introduction

PredimRC est un logiciel d'analyse et de conception d'aéronefs à voilure fixe fonctionnant sur Microsoft Excel. Conçu initialement pour du pré-dimensionnement, il est devenu au fil des évolutions un outil de conception aérodynamique complet et performant. La plupart des appareils peuvent ainsi être conçus ou simplement vérifiés avec un maximum d'efficacité et dans un minimum de temps.

Quelques points marquants :

- atelier de création et modification profil avec pilotage Xfoil
- interpolation $C_x=f(Re, C_z)$ en temps réel et basée sur 6 polaires de référence Xfoil
- calculs à (Re, C_z) variable sur la globalité du modèle (aile, stab, fuselage)
- équations complètes des calculs de centrage et de calages
- détermination automatique de l'allongement optimal pour les machines de performances (60pouces, F3J, F3F, F3B, F3D, ...)
- résolution dans le repère avion des points de fonctionnement en vol au moteur
- calcul des répartitions de C_z et de portance par éléments finis 2D VLM (Vortex Lattice Method)
- analyse dynamique longitudinale

Quelques résultats possibles (tutoriels : <http://rcaerolab.eklablog.com/predimrc-tutoriels-forum92320>) :

- détermination directe (non itérative) des réglages (centrages, calages)
- optimisations aéro quasi-directe (choix du profil, de l'allongement, de la géométrie d'aile et de stab, du volume de stab, du calage d'aile, etc.)
- courbes de performances du modèle (palier + vitesse constante)
- performances au moteur (palier + ascensionnelle)
- détermination automatique du GMP optimal pour un point de fonctionnement souhaité
- détermination des modes longitudinaux
- dimensionnement des servos

NOTA important

- PredimRC peut être utilisé de deux manières différentes :
 - en conception directe, à partir d'une feuille blanche.
 - en rétro-conception, à partir d'un modèle existant plus ou moins avancé, par exemple pour vérifier les réglages de centrage et de calage.
- Les modules d'optimisation de l'allongement, de calcul des servos et de comparaison modèles sont optionnels et indépendants des autres modules.
- PredimRC est livré avec quelques profils représentatifs des applications les plus courantes. Dans la majorité des cas, cela est suffisant pour obtenir des résultats corrects sans recourir au module Xfoil.
- N'hésitez pas à avoir recours à l'aide intégrée : la plupart des cellules sont commentées, avec des valeurs cibles ou des explications. Si les commentaires ne s'affichent pas, allez dans le menu Excel Outils/Option, onglet Affichage, puis choisir « indicateur seul ».
- De nombreuses fonctionnalités reposent sur des macros VBA (Visual Basic for Application), nécessitant l'utilisation impérative d'Excel. Par défaut, Excel demande la confirmation d'activation de ces macros, qu'il faut donc accepter. Il est aussi possible de configurer Excel pour accepter ces macros automatiquement, dans le menu Outils/Macros/Sécurité.
- Codes de couleur des textes dans les cellules :
 - bleu : modifiable directement
 - vert : modifiable uniquement via un bouton +/-
 - noir : non modifiable (légende, résultat, etc.)

L'utilisation gratuite de PredimRC est réservée à un usage privé, et ne peut donc être ni copiée, ni distribuée, ni utilisée dans le cadre d'une application professionnelle ou commerciale sans l'avis de son auteur.

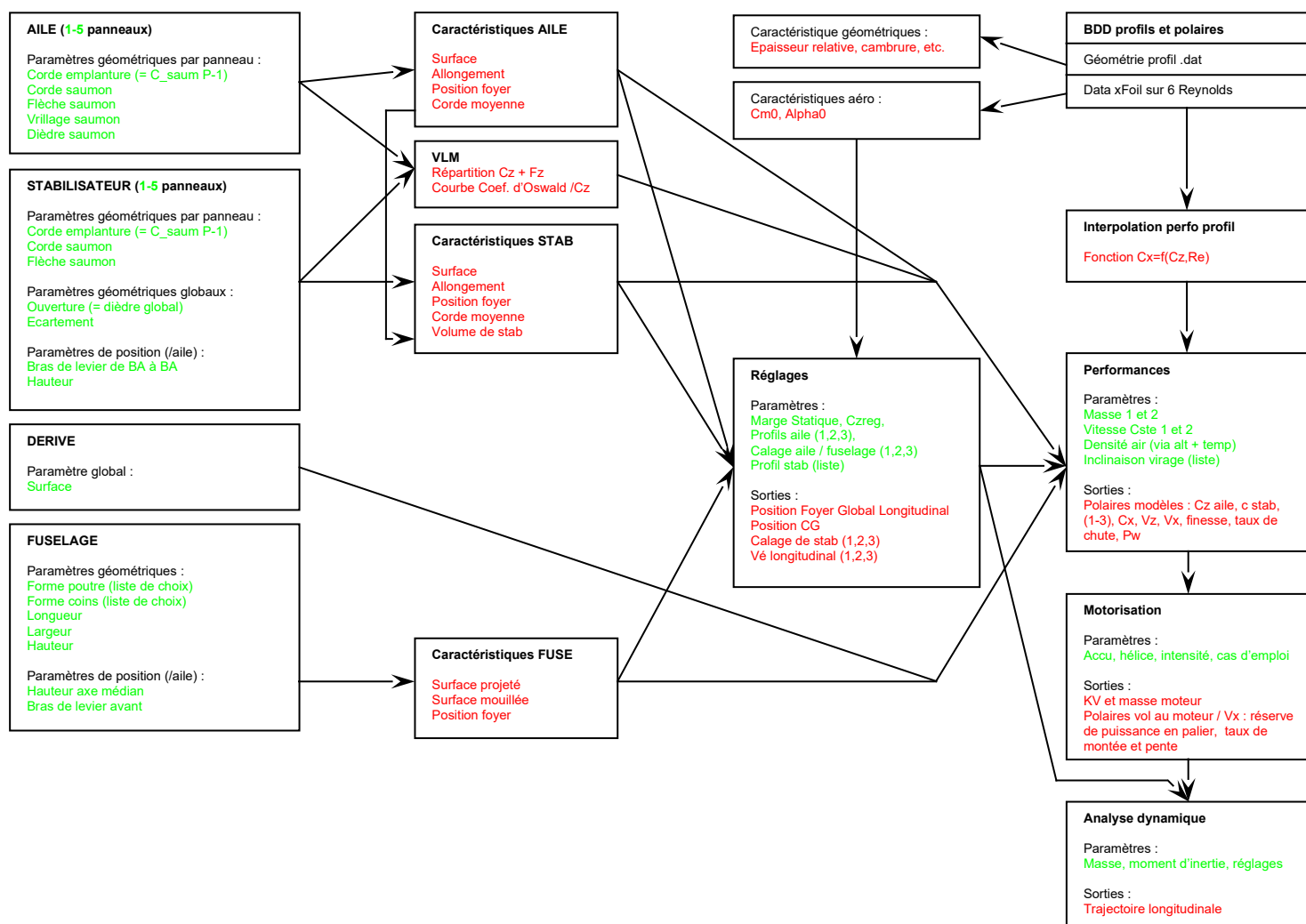
PredimRC est livré en l'état, la responsabilité de son auteur ne saurait être engagée de quelque manière que ce soit dans le cas d'un accident impliquant un aéronef conçu ou réglé à l'aide de ce logiciel.

2 Présentation

2.1 Crédits

Cette application représente plusieurs années de développement bénévole. Si elle vous donne satisfaction et que vous souhaitez soutenir mon travail, n'hésitez pas à faire l'acquisition du livre « RC Aero Design » auprès de la Fédération Française d'AéroModélisme (<https://ffam.vendredi-13.fr/librairie/16-rc-aero-design.html>). Cet ouvrage vous permettra de mieux comprendre l'aérodynamique de nos avions et, en conséquence, de mieux utiliser PredimRC.

2.2 Flowchart simplifié



2.3 Contenu du package

PredimRC_V2.6x.xls : application pour Excel 97 à 2019, 32 et 64 bits,

Xfoil.exe : soufflerie numérique Xfoil.

GuideUtilisateur.pdf : ce document.

ReleaseNote.txt : synthèse des évolutions de l'application.

/xxxxx : sous-dossiers de travail (contenant quelques fichiers exemples).

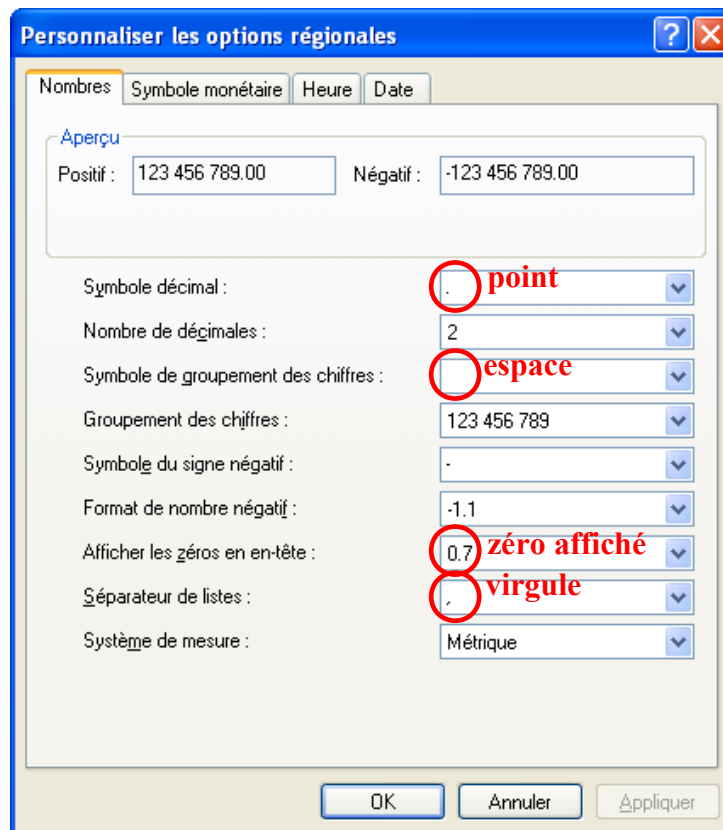
NOTA : ce package doit être décompressé dans un dossier de travail sur disque dur local avant utilisation, par exemple « C:\PRC ».

2.4 Paramétrage

A réaliser impérativement avant la première utilisation de PredimRC.

2.4.1 Windows

Aller dans « Panneau de configuration », puis ouvrir « Options régionales et linguistiques », puis cliquer sur « Personnaliser ». Dans l'onglet « Nombres », régler les paramètres comme suit :

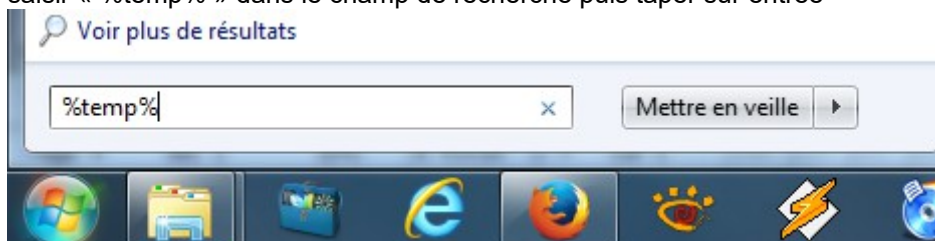


Sur Excel 2013 à 2019, activer la correspondance des unités avec celle du système.

Pour accélérer (grandement dans certains cas) l'ouverture et la fermeture de PredimRC et réduire le risque de plantage, il faut régulièrement purger le dossier temporaire de Windows.

Pour cela :

- fermer toute application
- saisir « %temp% » dans le champ de recherche puis taper sur entrée

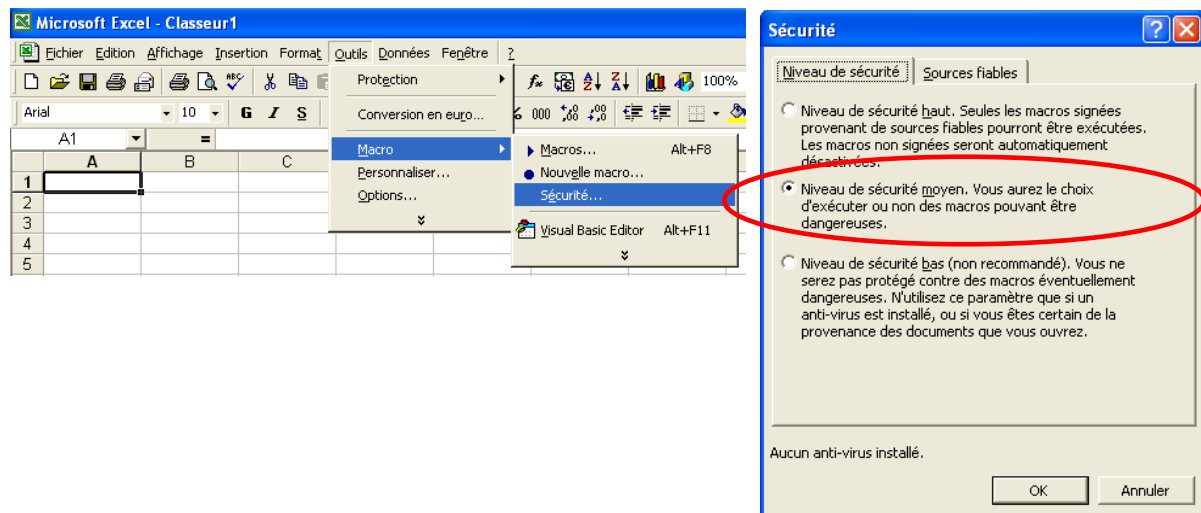


- sélectionner tous les fichiers (Ctrl+A) du dossier « temp » qui vient d'être ainsi ouvert et les supprimer.

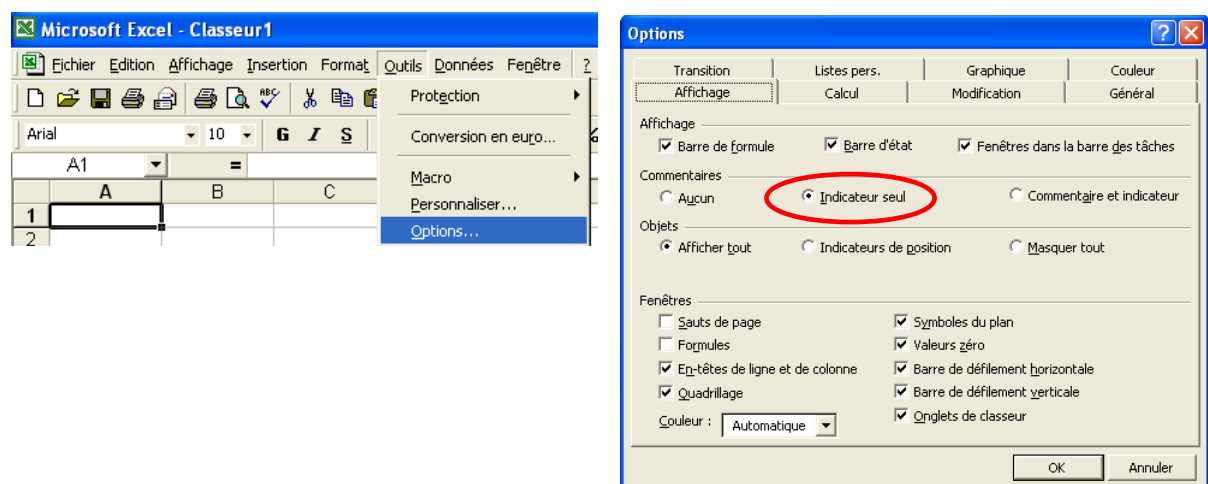
2.4.2 Excel 2000 et 2003

Lancer directement Excel, sans passer par l'ouverture d'un fichier ou une application PredimRC.

Ouvrir le menu « sécurité », puis placer le niveau de sécurité à « moyen » pour accepter les macros.

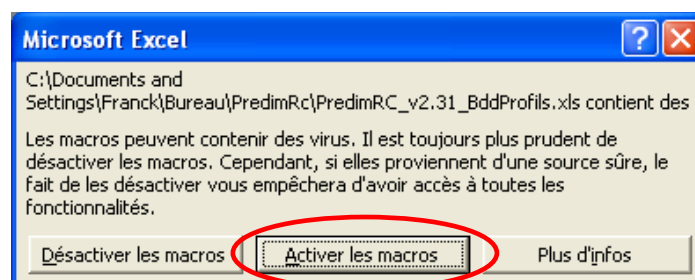


Aller ensuite dans le menu « options », puis régler les commentaires sur « indicateur seul ». Cela permettra d'avoir accès aux commentaires d'aides propres à certaines cellules.



Fermer ensuite Excel (sans enregistrer le fichier).

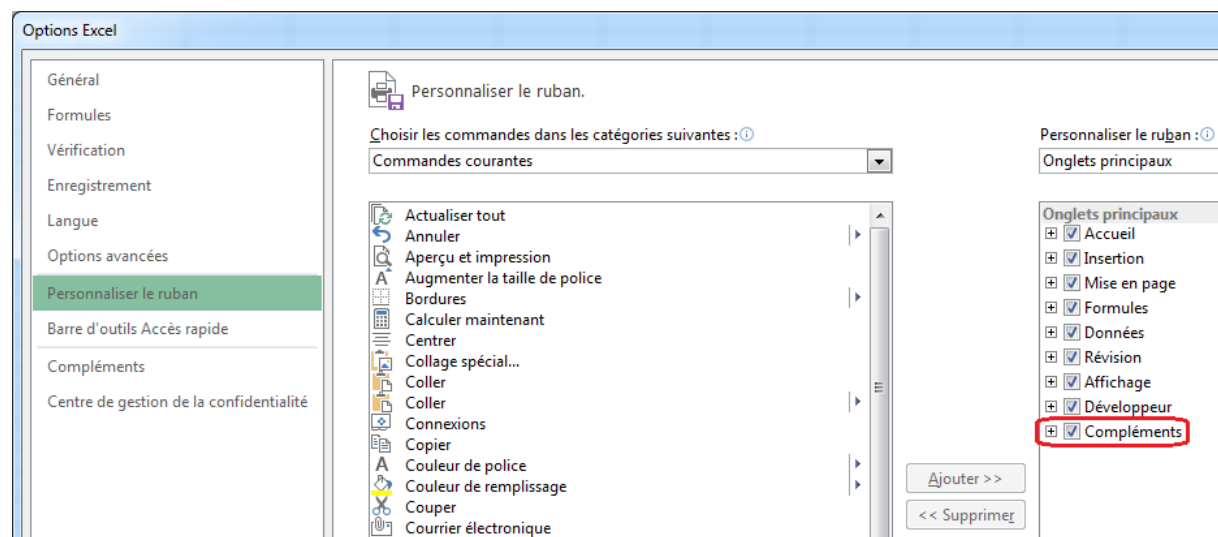
A chaque ouverture de PredimRC, il faudra cliquer sur le bouton « Activer les macros » :



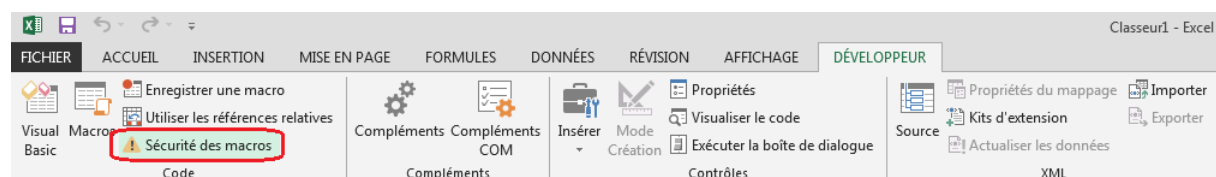
2.4.3 Excel 2007 et supérieur

Lancer directement Excel, sans passer par l'ouverture d'un fichier ou une application PredimRC.

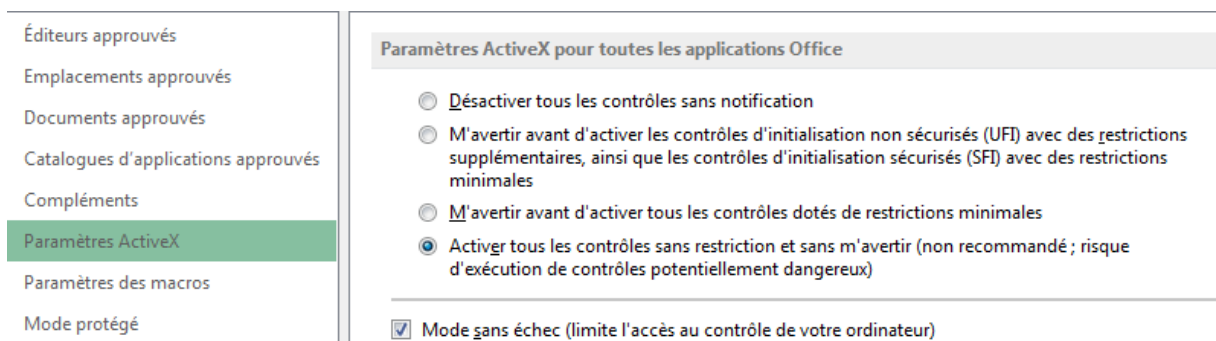
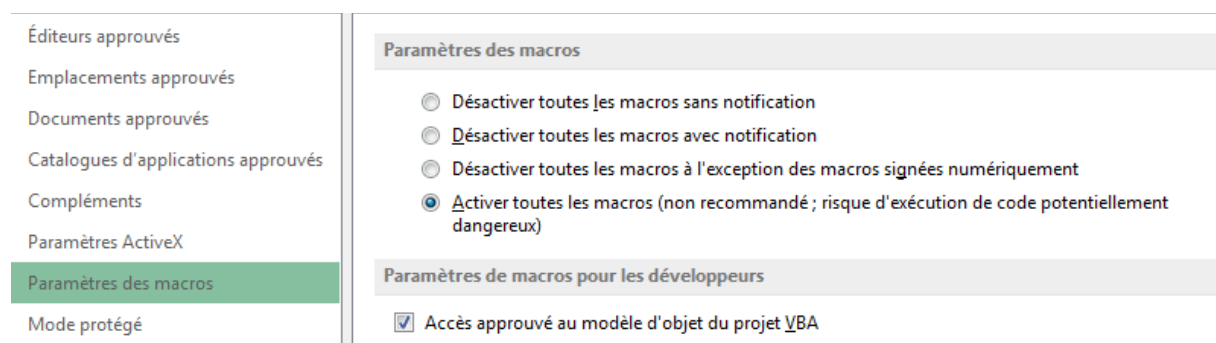
Dans le menu « Fichier », ouvrir la fenêtre « Options », puis activer l'onglet « Compléments » :



Aller ensuite dans le menu « Développeur », puis cliquer sur « Sécurité des macros » :



Paramétrer les macros et les contrôles ActiveX ainsi :



2.5 Compatibilité

PredimRC ne fonctionne pas sous OpenOffice, LibreOffice, etc.. Dans ce cas, utiliser PredimRC Lite, dont la simplicité et l'absence de macro garantit une compatibilité quasi universelle. Ou, pour bénéficier de toutes les fonctions, utiliser la version autonome de PredimRC qui inclut son propre environnement d'exécution (à lancer via le batch « RunPRC.cmd »).

PredimRC est compatible Excel 97 à 2019 (sans le menu spécifique à partir d'Excel 2007, mais avec une réduction du bandeau), en 32 et 64 bits, en version française et anglaise.

Deux restrictions :

- Certaines versions non françaises d'Excel peuvent nécessiter un renommage de fonctions (car désignées par un nom propre à cette langue).
- Excel 97 nécessite le pack VBA6 (fourni sur le site web de PredimRC) pour bénéficier de la visualisation 3D du modèle.

NOTA

L'ouverture d'un autre fichier Excel en même temps que PredimRC peut, dans certains cas, altérer le bon fonctionnement de certaines fonctions et macros. Si cela se produit, ou en cas de givrage de l'application, cliquer sur le bouton « Regen » de l'onglet « 0-Menu ».

3 Quelques définitions

3.1 Grandeurs géométriques

Ligne neutre : ligne caractéristique d'un fuselage, qui correspond à son incidence de traînée minimale. Elle est assimilable à son axe moyen, comme la corde pour un profil.

Calage : angle de construction entre l'aile ou le stabilisateur par rapport à la ligne neutre du fuselage. Que ce soit pour l'aile ou le stab, cet angle est positif quand le bord d'attaque se trouve plus haut que le bord de fuite, et inversement.

Volume de stab : valeur adimensionnelle qui reflète la capacité du stab à équilibrer l'aile dans les différentes configurations de vol. Le volume de stab doit être d'autant plus grand que l'appareil est susceptible d'évolutions aux grands angles, ce qui va souvent à l'encontre de la recherche de la traînée minimale. C'est aussi le cas si le C_{m0} du profil est important.

Allongement (λ) : caractérise l'importance de l'envergure devant les cordes (d'ailes ou de stab) et, inversement, l'influence du tourbillon marginal sur le reste de l'aile.

Corde moyenne aérodynamique (CMA) : corde virtuelle, égale à la moyenne des cordes pondérées par les surfaces élémentaires, équivalente d'un point de vue aérodynamique à l'ensemble des cordes d'une aile. Elle est à la base du calcul du centrage et des bras de levier d'un aéronef.

Foyer d'un profil ou d'une voilure : point où une variation de l'incidence n'entraîne pas de variation du moment, situé à 25% de la corde moyenne.

Foyer du modèle complet : point de stabilité neutre d'un modèle, où s'équilibrent les variations des moments (même définition que ci-avant) des forces de portance (aile, stab et fuselage) lors d'une variation d'incidence (voulue, après une action à la profondeur, ou subie à cause d'une turbulence). Le foyer ne dépend que de la géométrie du modèle, pas de ses profils.

Marge statique : pourcentage qui indique le degré de stabilité d'un modèle, défini par le rapport de la distance CG / foyer à la corde moyenne. Cette valeur est valable quelle que soit la configuration : ailes volantes, canard, etc. Ce qu'il faut retenir :

- marge statique négative : le modèle est divergent, la moindre perturbation de la trajectoire (action à la profondeur ou mouvement d'air) est amplifiée.
- marge statique nulle : le modèle est neutre.
- marge statique positive : le modèle reprend sa trajectoire naturelle d'autant plus vite que la marge statique est élevée.

La marge statique peut aller de 0 pour un appareil de vitesse ou de voltige à 10% pour un appareil calme où la stabilité est privilégiée. Attention, pour un modèle à stabilisateur, ces valeurs sont valables uniquement pour une limite de centrage arrière tenant compte de la contribution du fuselage.

3.2 Grandeurs aérodynamiques

Alpha (α) : angle d'incidence du profil par rapport à l'air, varie en fonction de la consigne de la profondeur. A ne pas confondre avec le calage.

C_x : coefficient de traînée, d'un profil, d'une aile ou d'un modèle. Le C_x caractérise la résistance à l'avancement.

C_z : coefficient de portance, d'un profil ou d'une aile, proportionnel à l'angle d'incidence.

C_m : coefficient de moment, d'un profil ou d'une aile. Le C_m reflète le couple de pivotement autour du foyer du profil (25% de la corde) généré par l'écoulement de l'air. Il est positif pour une aile volante (naturellement équilibré), et négatif pour un profil standard (non équilibré). Dans le dernier cas, c'est le

stabilisateur qui doit contrer ce couple, d'autant plus important que la valeur absolue de C_m est élevée.

α_0 et C_{m0} : angle d'incidence du profil et coefficient de moment à portance (C_z) nulle, utilisés par les calculs de calage et de perfos.

Portance (F_z) et traînée (F_x) : forces respectivement perpendiculaire et parallèle à la direction d'avancement et s'exprimant en N (newton, $10\text{N} \approx 1\text{kg}$).

Traînée induite (C_{xi}) : traînée liée à l'allongement de l'aile ou du stab. Nulle pour $C_z = 0$, elle augmente avec le C_z , mais d'autant moins que l'allongement est important. Physiquement, la traînée induite est générée au niveau du saumon par une circulation d'air de l'intrados (surpression) vers l'extrados (dépression). Plus l'allongement est important, moins cette circulation affecte le reste de l'aile.

Nombre de Reynolds (Re) : coefficient adimensionnel qui englobe la vitesse d'évolution et la dimension (corde) d'un profil.

Postulat : un profil de corde X évoluant à la vitesse Y se comporte de manière identique à ce même profil de corde $X/2$ évoluant à la vitesse $Y*2$, car ils évoluent au même nombre de Reynolds.

Polaire(s) : courbe(s) caractéristique(s) des performances ou du comportement d'un profil, d'une aile ou d'un modèle. Les polaires les plus classiques sont :

- Polaires profils : C_z en fonction de C_x , C_z en fonction de α , C_m en fonction de C_z . On trace généralement ces polaires pour différents Re .
- Polaires modèle : taux de chute en fonction de la vitesse de vol, finesse en fonction de la vitesse de vol. On trace généralement ces polaires pour différentes masses.

Déflexion de sillage d'aile : c'est le flux d'air descendant généré par une aile. Suivant son bras de levier et sa hauteur, un stabilisateur subit plus ou moins ce flux, et son calage géométrique doit être corrigé en conséquence pour positionner son incidence aérodynamique par rapport à ce flux.

Interaction : qualifie la traînée générée par l'intersection de deux surfaces. Typiquement, on retrouve la traînée d'interaction à la jonction du fuselage avec les ailes ou le stab. Par défaut, on estime qu'elle représente 10% de la traînée totale d'un modèle.

4 Utilisation

4.1 Barre d'outils spécifique

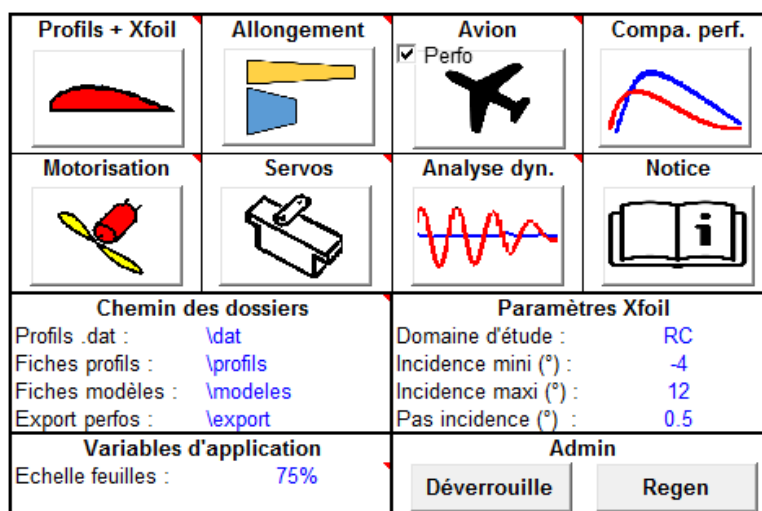
La barre d'outils spécifique intègre les fonctions de bureautique classiques mais aussi deux fonctions d'extraction et de conversion des anciennes (v. 2.31 à 2.41) données modèles [1] et fiches profils [2] :



Ces données sont converties au nouveau format (compter 2 à 4 s par fiche profil), puis stockées dans le répertoire courant de l'application sous la forme d'un fichier texte par modèle et d'un fichier Excel par fiche profil. Ces fichiers pourront ensuite être exploités via les fonctions d'import de données.

La barre d'outil PredimRC n'est pas compatible avec les versions les plus récentes d'Excel, mais les fonctions d'extractions sont néanmoins accessibles par le menu Outils/Macros, ou avec la touche de raccourci Alt+F8 : aExtractDonneesModele et aExtractFichesProfil.

4.2 Onglet « 0-Menu »



Le menu PredimRC s'ouvre automatiquement au lancement de l'application, et est accessible depuis les autres onglets via l'icône **M** située en haut à gauche de chacun.

Les chemins par défaut servent aux fonctions d'import/export des données. Ils peuvent être du type :

- le dossier courant dans laquelle elle se trouve : « \ »
- un sous-dossier du dossier courant (cas classique) : « \nomdossier\ »
- un dossier relatif d'un ou plusieurs niveau(s) inférieur(s) : « \..\nomdossier\ »
- n'importe quel dossier : « disque:\chemin\nomdossier\ »

Si un chemin n'est pas connu, PredimRC pointe automatiquement sur le dossier courant de l'application.

La soufflerie numérique utilisée par PredimRC est Xfoil, de Mark Drela. Pour faciliter son utilisation, par rapport à d'autres outils équivalents, de nombreux paramètres sont gérés automatiquement : formatage du profil, Reynolds décrivant l'enveloppe de vol, Ncrit, etc. Les graphiques les plus intéressants (C_x/C_z , C_m/C_z , C_z/α , plus C_{x0} , C_{m0} , α_0 à Reynolds variable) sont déjà construits, tandis que le calcul des principales caractéristiques (α_0 , C_{m0}) sont automatisés.

Le domaine d'étude fixe les Reynolds de soufflage : soit RC ($2,5 \cdot 10^4$ à $1,5 \cdot 10^6$), soit ULM ($2,5 \cdot 10^5$ à $3,5 \cdot 10^6$), avec une plage d'utilisation par les calculs (interpolation) environ 3 fois supérieure.

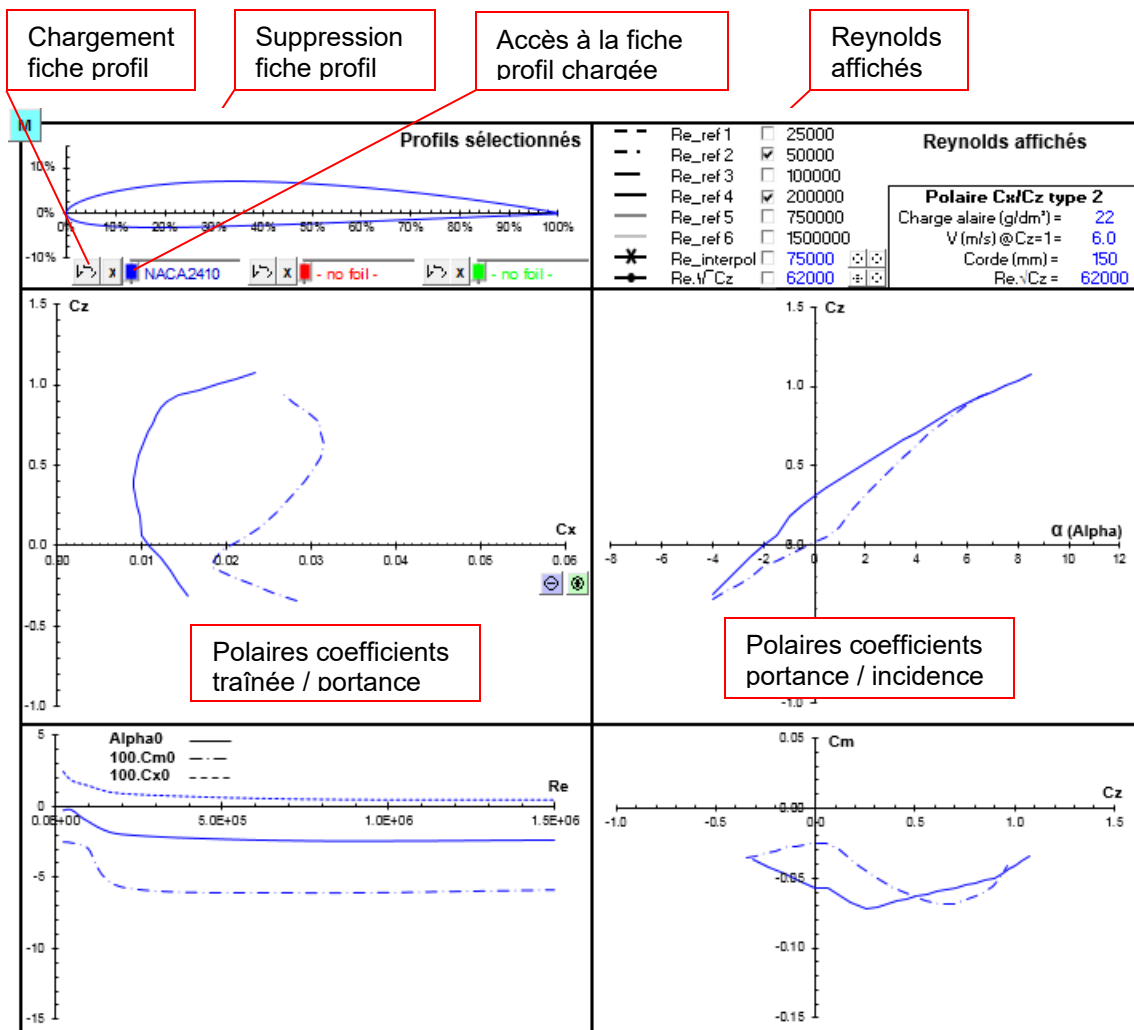
4.3 Onglet « 1-Profiles »

Cet onglet manipule deux type d'objets :

- les fiches profils : feuilles contenant chacune les coordonnées d'un profil et ses polaires.
- les coordonnées du profil en cours (buffer) : pouvant être modifiées à sa guise.

Tant les coordonnées du profil en cours que les fiches profils peuvent être stockées sur disque dur, via les fonctions d'import/export de PredimRC. Il est aussi possible d'exporter le profil au format dxf.

4.3.1 Affichage des polaires profil



L'utilisation repose sur le code graphique suivant :

- une couleur par profil (bleu, rouge, vert) pour les dessins et les polaires
- un type de trait (continu, pointillé, etc.) par Reynolds

A noter que le graphique Cz/Cx inclut, en plus des six polaires Xfoil de référence, deux polaires interpolées (à n'importe quel Re choisi par l'utilisateur, via le sélecteur de Reynolds) :

- type 1 (Re fixe) : complète ainsi les polaires Xfoil.
- type 2 (Re.√(Cz) fixe) : permet de comparer les profils en vol en palier.

4.3.2 Gestion des profils, atelier de création / modification de profil

La majorité des fonctions Xfoil est gérée, de la modification de la géométrie du profil au changement de nombre de points ou de leur répartition.

Cette interface repose sur l'utilisation d'un profil temporaire (buffer) dans lequel sont stockées les coordonnées en cours (jusqu'à 300), chaque modification ou import écrasant les coordonnées précédentes ainsi que les dimensions absolues (épaisseurs, cambrure et positions respectives), le nombre de points du profil et la désignation de ce dernier.

The screenshot shows the Xfoil profile management interface. At the top, there are buttons for 'Charge .xls', 'Charge .dat', 'Exporte .dat', 'Mix .dat', and 'NACA 4/5 digits'. Below these is a graph showing a camber line (upper surface) and a suction line (lower surface) plotted against the x-axis (0% to 100%). The y-axis represents the camber/suction percentage, ranging from -10% to 10%. Below the graph, there are input fields for 'Nom' (profil_test), 'Epaisseur' (14.0%), 'Cambrure' (2.1%), 'Epaisseur BF' (0.3%), 'Rayon BA' (150%), and 'Flap' (25). There are also buttons for 'Exécute', 'PPAR', 'PANE', 'DERO', 'UNIT', 'SMOOTH', and 'FLIP'. A table on the right shows the current profile coordinates (x, y) for 79 points. Annotations in red boxes point to various features: 'Désignation profil en cours' points to the 'Nom' field; 'Gestion des fichiers de coordonnées profils (.dat, etc.)' points to the top buttons; 'Redistribution libre (79pts ici)' points to the 'Points: 79' field; 'Redistribution en 160 pts' points to the 'PPAR' button; 'Aligne la corde' points to the 'PANE' button; 'corde (lg = 1)' points to the 'DERO' button; 'Lisse le profil' points to the 'SMOOTH' button; 'Génère la fiche profil du profil en cours' points to the 'Exporte .dat' button; 'Inverse le profil (vol dos)' points to the 'FLIP' button; and 'Coordonnées profil en cours' points to the coordinate table.

x	y
1.0000	0.0015
0.9866	0.0045
0.9589	0.0107
0.9220	0.0185
0.8799	0.0270
0.8361	0.0353
0.7918	0.0432
0.7472	0.0505
0.7026	0.0574
0.6582	0.0637
0.6138	0.0694
0.5695	0.0745
0.5256	0.0790
0.4820	0.0827

PredimRC peut importer (via le bouton « Charge .dat ») les formats de profil suivants : .dat, .koo, cor, .prf, .pro et .txt. Avant de charger un profil, toujours vérifier que le nom de fichier ne comprend pas de caractère spéciaux (espace, tiret, lettres accentuées, etc.) hormis le caractère « _ ».

Deux bibliothèques de profils sont disponibles aux adresses suivantes :

http://www.ae.illinois.edu/m-selig/ads/coord_database.html

<http://tracfoil.free.fr/airfoils/index.html>

Il est aussi possible de générer un profil NACA (série 4 et 5 digits) ainsi que fusionner deux profils (uniquement .dat) avec un taux de mélange de 0%-100% à 100%-0%.

NOTA

Le fichier du profil doit être structuré de la manière suivante : première ligne pour le nom du profil ou un commentaire, puis coordonnées sous la forme 1,0 ... 0,0 ... 1,0 (ou 100,0). Les éventuelles lignes de commentaires situées après les coordonnées doivent impérativement être supprimées au préalable (en ouvrant le fichier avec un éditeur de texte type BlocNote).

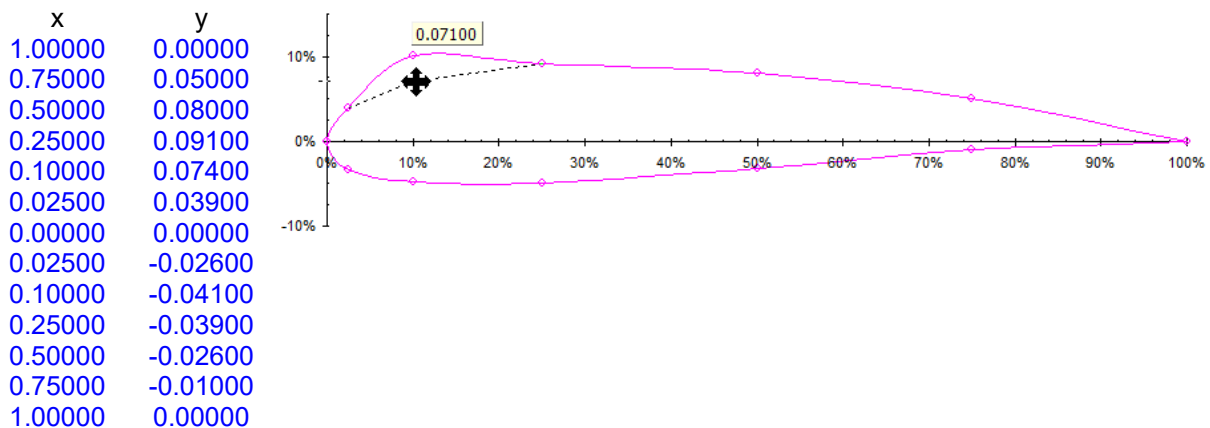
La séquence classique de traitement des profils après chargement est la suivante :

- fonction « PPAR » avec 79 points (favorise la convergence d'Xfoil pour la majorité des profils).
- fonction « DERO » (à ne pas utiliser avec la simulation d'une gouverne via la fonction « Flap » car cela fausse les calculs de calage).
- fonction « UNIT » pour mettre la longueur à 1.

L'intégralité de la géométrie du profil peut être modifiée par commande Xfoil : épaisseur, cambrure, position d'épaisseur et de cambrure, épaisseur de bord de fuite, rayon de bord d'attaque et présence d'une gouverne. Les cinq premières valeurs sont automatiquement calculées sur le profil en cours, et leur modification est considérée en absolu. A contrario, les deux dernières valeurs sont utilisées en relatif, ce qui permet par exemple de cumuler deux modifications pour simuler un volet à double articulation (ex : 15° @ 70% puis 15° @ 85%).

Les coordonnées peuvent être modifiées soit directement soit de manière graphique, après déverrouillage du dessin (bouton « Edition graphique »), en cliquant dans le dessin du profil sur les points pour faire glisser (ce qui modifie les coordonnées associées). Cette fonction existe de manière native dans Excel jusqu'à la version 2003 et sous forme d'add-on pour les versions plus récentes : <http://blogs.office.com/2009/11/02/excel-add-in-for-manipulating-points-on-charts-mpoc/>

Cette possibilité de modification graphique facilite la conception d'un nouveau profil « from scratch » en utilisant un gabarit simplifié comme celui-ci (coordonnées à coller dans le buffer, avec la fonction « collage spécial », option « texte » sur la première cellule de coordonnées) :



Une fois le profil mis en forme, utiliser la fonction « PPAR » en augmentant successivement le nombre de points (par ex. 19, 31, 79) avec, à chaque raffinement, une correction des points saillants et/ou un lissage avec la fonction « SMOOTH » pour que le profil file parfaitement.

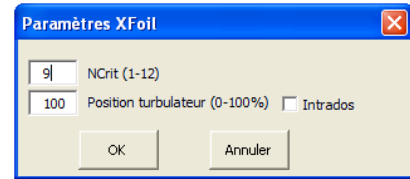
A tout moment, les fichiers profil (format .dat) intermédiaires peuvent être conservés dans le répertoire dédié, via le bouton « Exporte.dat ». Dans ce cas, une désignation synthétique et explicite est conseillée pour s'y retrouver, par exemple en complétant le nom du profil de base de cette manière :

- _e13 pour épaisseur modifiée à 13%
- _c28 pour une cambrure modifiée à 2.8%
- _t25 pour un turbulateur positionné à 25% de la corde
- _f0570 pour une gouverne positionnée à 70% de la corde et braquée de 5°

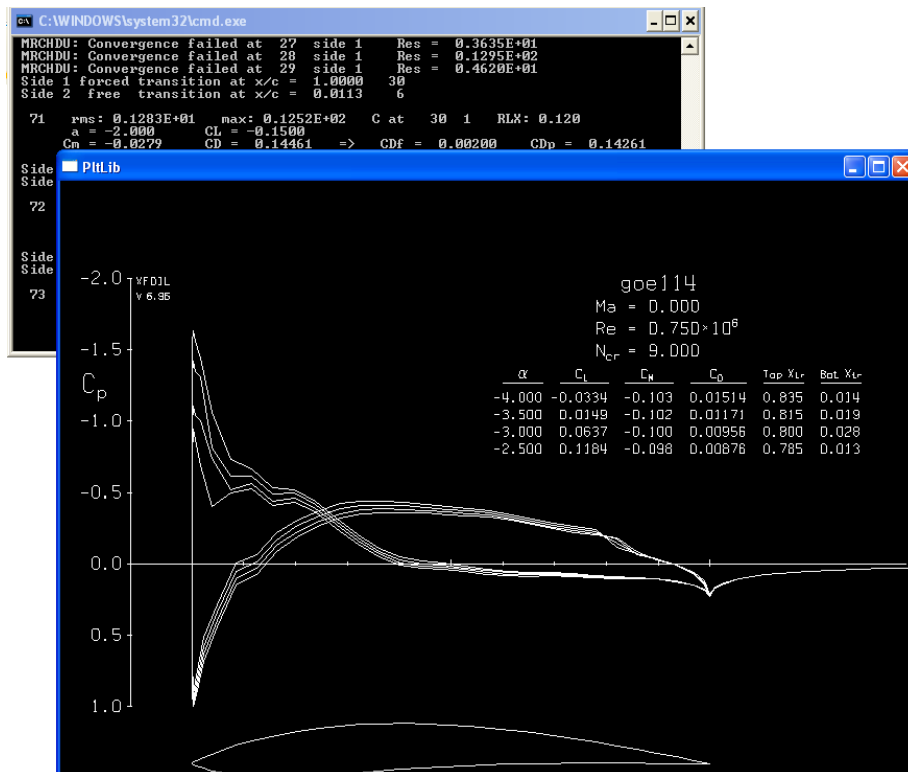
Le bouton « Soufflage Xfoil + fiche profil » lance le processus de création de la fiche profil et de calcul Xfoil, à partir des coordonnées et de la désignation du buffer. Un fichier .dat du profil est aussi généré et stocké dans le répertoire courant.

Les paramètres suivants sont ensuite demandés pour piloter Xfoil :

- nCrit : il définit le niveau de turbulence moyen autour du profil, que l'on peut assimiler à un état de surface de la voilure :
 - o 9 : valeur par défaut, représentatif d'une finition soignée (ex : tout-plastique)
 - o 6 : représentatif d'une finition moyenne (ex : aile coffrée classique)
 - o 3 : représentatif d'une finition rugueuse (ex : aile en structure)
- position du turbulateur [d'extrados] : elle est définie par rapport au bord d'attaque. La valeur de 100% indique donc l'absence de turbulateur.
- intrados : applique le turbulateur à l'intrados (par ex. pour le soufflage des profils symétriques)



L'onglet du nouveau profil est ensuite créé, puis Xfoil est lancé :



Pour finir les polaires sont automatiquement importées et les paramètres calculés.

4.3.3 Fiche profil

Chaque profil est géré dans PredimRC sous la forme d'une feuille nommée « fiche profil », stockée dans le sous-dossier identifié en chapitre 4.2.

Chaque fiche profil contient les informations suivantes :

- nom du profil
- points décrivant la géométrie du profil
- données des polaires Xfoil
- caractéristiques géométriques : épaisseur max, cambrure et leurs positions relatives
- caractéristiques aéro : α_0 et C_{m0}
- nCrit utilisé par Xfoil pour souffler le profil

On peut créer plusieurs fiches profil pour une même géométrie de profil donnée, par exemple pour distinguer des valeurs de n_{crit} ou des positions de turbulateur différentes. Dans ce cas, il convient de nommer la fiche profil de manière explicite (cf. 4.3.2).

Chaque fiche profil se présente ainsi :

Retour interface Xfoil

Nom: CLARKY

Ncrit: 9

Alpha0: -3.6

Emaisseur relative: 11.7%

@ 28.0%

Cm0: -0.084

Cambre relative: 3.5%

@ 45.0%

Caractéristiques de base (géométriques et aéro)

Data profil

Re	25000	50000	100000	150000																			
Alpha	Cx	Cm	Alpha	Cx	Cm	Alpha	Cx	Cm	Alpha	Cx	Cm												
-4.0	-0.4031	0.0620	-0.0183	-4.0	-0.3784	0.0483	-0.0363	-4.0	-0.2506	0.0333	-0.0607	-4.0	-0.1730	0.0203	-0.0871	-4.0	-0.0403	0.0100	-0.0864	-4.0	-0.0074	0.0079	-0.0841
-3.5	-0.3586	0.0535	-0.0278	-3.5	-0.3332	0.0427	-0.0378	-3.5	-0.1832	0.0295	-0.0628	-3.5	-0.0080	0.0178	-0.0887	-3.5	0.0125	0.0091	-0.0857	-3.5	0.0477	0.0077	-0.0841
-3.0	-0.3072	0.0475	-0.0326	-3.0	-0.2846	0.0382	-0.0392	-3.0	-0.1160	0.0264	-0.0667	-3.0	0.0626	0.0155	-0.0909	-3.0	0.0667	0.0087	-0.0851	-3.0	0.0631	0.0074	-0.0840
-2.5	-0.2594	0.0436	-0.0339	-2.5	-0.2359	0.0345	-0.0403	-2.5	-0.0249	0.0249	-0.0735	-2.5	0.0748	0.0123	-0.0932	-2.5	0.1787	0.0073	-0.0837	-2.5	0.1887	0.0073	-0.0837
-2.0	-0.2027	0.0398	-0.0360	-2.0	-0.1876	0.0324	-0.0404	-2.0	0.0277	0.0233	-0.0730	-2.0	0.1693	0.0123	-0.0930	-2.0	0.1763	0.0081	-0.0843	-2.0	0.1747	0.0072	-0.0836
-1.5	-0.1502	0.0367	-0.0359	-1.5	-0.1384	0.0308	-0.0404	-1.5	0.1042	0.0208	-0.0772	-1.5	0.2193	0.0120	-0.0876	-1.5	0.2306	0.0078	-0.0839	-1.5	0.2353	0.0067	-0.0832
-1.0	-0.0947	0.0330	-0.0323	-1.0	-0.0845	0.0295	-0.0410	-1.0	0.2279	0.0194	-0.0857	-1.0	0.2620	0.0086	-0.0831	-1.0	0.2839	0.0074	-0.0835	-1.0	0.2832	0.0064	-0.0829
-0.5	-0.0488	0.0321	-0.0342	-0.5	-0.0497	0.0270	-0.0365	-0.5	0.4022	0.0193	-0.0868	-0.5	0.3925	0.0103	-0.0867	-0.5	0.3980	0.0075	-0.0862	-0.5	0.3963	0.0062	-0.0860
0.0	-0.0097	0.0334	-0.0342	0.0	-0.0097	0.0291	-0.0477	0.0	0.3682	0.0189	-0.0907	0.0	0.4382	0.0193	-0.0948	0.0	0.3890	0.0065	-0.0824	0.0	0.4481	0.0060	-0.0825
0.5	0.0272	0.0343	-0.0341	0.5	0.1529	0.0315	-0.0578	0.5	0.4171	0.0189	-0.0890	0.5	0.4300	0.0193	-0.0935	0.5	0.4380	0.0069	-0.0860	0.5	0.4359	0.0057	-0.0889
1.0	0.0627	0.0367	-0.0342	1.0	0.2301	0.0332	-0.0633	1.0	0.4880	0.0185	-0.0906	1.0	0.5387	0.0193	-0.0936	1.0	0.4934	0.0058	-0.0799	1.5	0.5473	0.0052	-0.0799
1.5	0.0964	0.0389	-0.0344	1.5	0.3016	0.0348	-0.0675	1.5	0.5377	0.0185	-0.0887	1.5	0.5878	0.0185	-0.0899	1.5	0.5833	0.0060	-0.0871	2.0	0.6073	0.0053	-0.0835
2.0	0.1283	0.0411	-0.0348	2.0	0.3768	0.0361	-0.0715	2.0	0.5948	0.0184	-0.0877	2.5	0.6869	0.0187	-0.0867	2.0	0.6466	0.0062	-0.0888	2.5	0.6769	0.0057	-0.0836
2.5	0.1582	0.0438	-0.0354	2.5	0.4505	0.0371	-0.0746	2.5	0.6603	0.0177	-0.0875	3.0	0.7360	0.0189	-0.0860	2.5	0.6951	0.0065	-0.0873	3.0	0.7430	0.0064	-0.0863
3.0	0.1859	0.0469	-0.0363	3.0	0.5318	0.0378	-0.0780	3.0	0.7094	0.0176	-0.0853	3.5	0.7848	0.0192	-0.0832	3.0	0.7426	0.0068	-0.0856	3.5	0.7848	0.0067	-0.0844
3.5	0.2119	0.0504	-0.0373	3.5	0.6159	0.0376	-0.0805	3.5	0.7623	0.0176	-0.0836	4.0	0.8321	0.0185	-0.0812	3.5	0.7865	0.0074	-0.0832	4.0	0.8382	0.0070	-0.0832
4.0	0.2646	0.0554	-0.0440	4.0	0.6724	0.0379	-0.0793	4.0	0.8156	0.0176	-0.0819	4.5	0.8777	0.0120	-0.0793	4.0	0.8311	0.0080	-0.0811	4.5	0.8882	0.0073	-0.0818
4.5	0.3003	0.0539	-0.0474	4.5	0.7138	0.0396	-0.0773	4.5	0.8673	0.0177	-0.0801	5.0	0.9217	0.0127	-0.0766	4.5	0.8789	0.0084	-0.0796	5.0	0.9404	0.0075	-0.0811
5.0	0.3540	0.0655	-0.0539	5.0	0.7429	0.0423	-0.0748	5.0	0.9172	0.0161	-0.0782	5.5	0.9659	0.0134	-0.0745	5.0	0.9382	0.0089	-0.0784	5.5	0.9906	0.0078	-0.0803
6.0	0.3351	0.0708	-0.0439	6.0	0.8044	0.0428	-0.0740	6.0	0.9660	0.0188	-0.0765	6.0	1.0194	0.0147	-0.0721	5.5	0.9787	0.0082	-0.0775	6.0	1.0425	0.0082	-0.0795
6.5	0.3532	0.0754	-0.0454	6.5	0.8536	0.0495	-0.0689	6.0	1.0139	0.0196	-0.0748	6.5	1.0578	0.0148	-0.0711	6.0	1.0273	0.0097	-0.0763	6.5	1.0937	0.0085	-0.0772
7.0	0.3628	0.0802	-0.0469	7.0	0.9341	0.0483	-0.0682	6.5	1.0602	0.0204	-0.0728	7.0	1.1036	0.0156	-0.0695	6.5	1.0798	0.0100	-0.0758	7.0	1.1396	0.0093	-0.0721
7.5	0.4056	0.0851	-0.0484	8.0	0.9153	0.0614	-0.0618	7.0	1.1079	0.0212	-0.0712	7.5	1.1487	0.0164	-0.0668	7.0	1.1274	0.0106	-0.0745	7.5	1.1813	0.0103	-0.0750
8.0	0.4488	0.0922	-0.0547	8.5	1.0750	0.0492	-0.0584	7.5	1.1497	0.0221	-0.0688	8.0	1.1932	0.0172	-0.0661	7.5	1.1767	0.0101	-0.0735	8.0	1.2247	0.0113	-0.0732
				9.0	1.1478	0.0473	-0.0560	8.0	1.1917	0.0231	-0.0665	8.5	1.2331	0.0181	-0.0634	8.0	1.2234	0.0104	-0.0718	8.5	1.2634	0.0117	-0.0704
				9.5	1.2325	0.0449	-0.0546	8.5	1.2331	0.0243	-0.0641	9.0	1.2663	0.0188	-0.0602	8.5	1.2554	0.0133	-0.0687	9.0	1.3123	0.0129	-0.0637
								9.0	1.2715	0.0256	-0.0614	9.5	1.2959	0.0188	-0.0562	9.0	1.2937	0.0144	-0.0662	9.5	1.3377	0.0159	-0.0621
								9.5	1.3010	0.0270	-0.0573	10.0	1.3157	0.0214	-0.0511	9.5	1.3307	0.0155	-0.0635	10.0	1.4087	0.0168	-0.0590
								10.0	1.3189	0.0282	-0.0515	10.5	1.3327	0.0235	-0.0461	10.0	1.3620	0.0167	-0.0598	11.0	1.4383	0.0181	-0.0553
								10.5	1.3317	0.0297	-0.0454	11.0	1.3537	0.0255	-0.0401	10.5	1.3719	0.0162	-0.0571	11.5	1.4863	0.0195	-0.0517
								11.0	1.3449	0.0317	-0.0399	11.5	1.3686	0.0282	-0.0382	11.0	1.3978	0.0160	-0.0498				
								11.5	1.3545	0.0340	-0.0349					11.5	1.4173	0.0229	-0.0436				

2-2-Alongement

3-Geometrie

4-Motorisation

5-AnalyseDm

6-Servos

Graphs

Calcul1

Calcul2

Calcul3

Interpofol1

Interpofol2

ProfilVerge

AG03

CLARKY

1

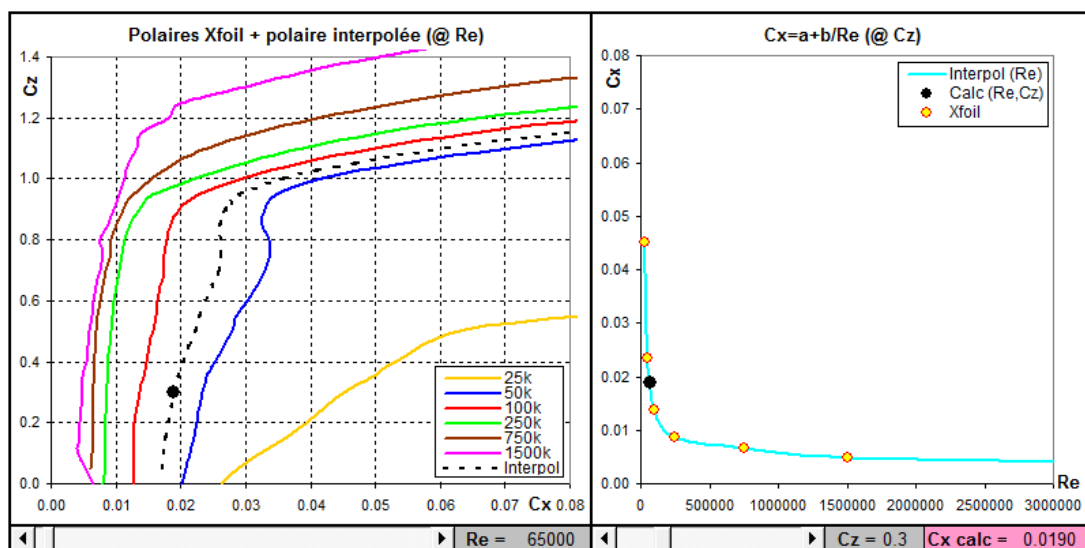
Coordonnées profil

Données polaires Xfoil

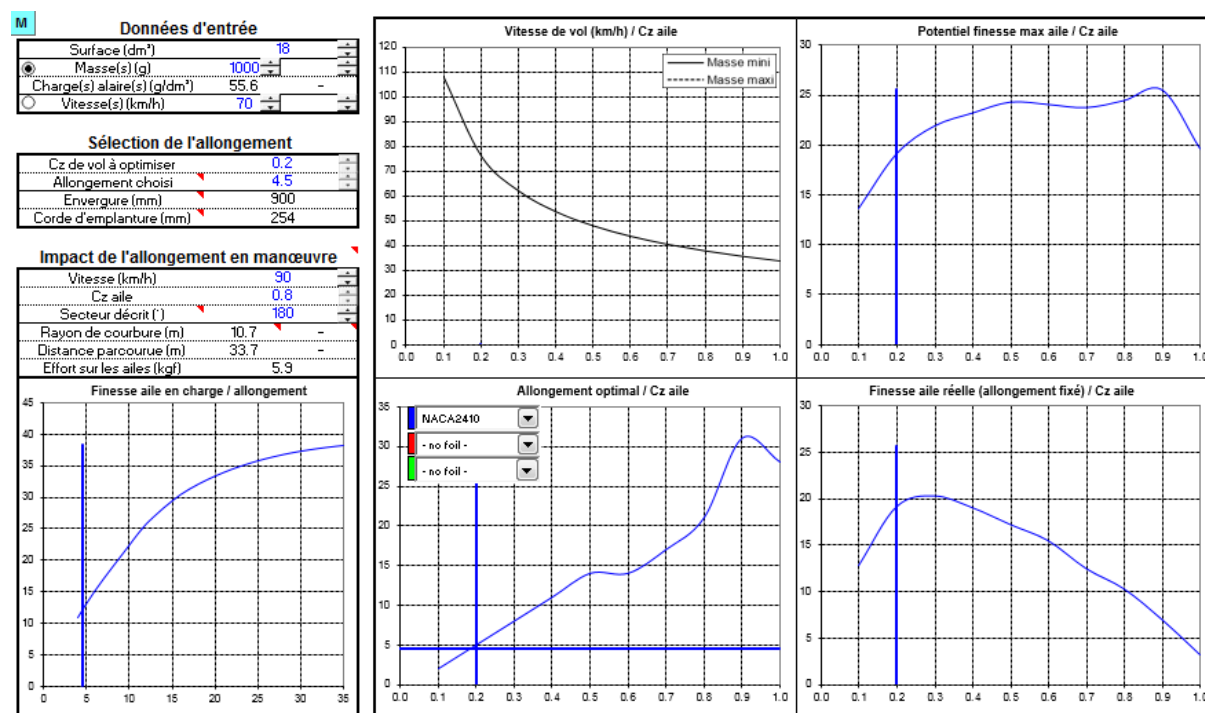
Les α_0 et C_{m0} sont calculés automatiquement à partir de la polaire à $Re = 1500000$. Dans l'éventualité où Xfoil n'a pas pu générer cette polaire, il est toujours possible de déterminer manuellement ces valeurs à partir des polaires à $Re = 750000$ voire 200000 depuis l'interface principale.

4.3.4 Interpolation C_x à Re et C_z quelconque

Les six polaires Xfoil sont exploitées, tant pour les polaires décrites ci-avant que pour tous les calculs de perfo de l'application, au travers d'une fonction d'interpolation. Sa fidélité (ci-dessous polaire complète en pointillé et point au C_z étudié, en noir) est excellente, alors que le calcul (voir détail en 5.6) est relativement simple, ce qui permet son exécution en temps réel.



4.4 Onglet « 2-Allongement »



Ce module permet de rechercher l'allongement optimal (donnant la meilleure finesse aile) pour une condition de vol donnée, avec deux phénomènes antagonistes :

- Réduire l'allongement augmente la corde profil, donc son Re , et la traînée profil diminue.
- Augmenter l'allongement diminue la traînée induite.

Ce calcul ne concerne que l'aile, les contributions du stab ou du fuseau dans les polaires ne créant qu'un offset indépendant de l'influence de l'allongement optimal. Il peut être réalisé à portance constante (plané en palier) ou à vitesse constante (avion, F3F).

En premier lieu, il faut saisir les données d'entrée, en cohérence avec la vocation du modèle :

- surface alaire
- profil(s) étudié(s)
- masse(s) (Re variable) ou vitesse(s) de vol (Re constant)
- Cz aile pour lequel on réalise l'optimisation

La courbe en bas au milieu donne l'allongement optimal en fonction du Cz . Pour le Cz choisi, il suffit alors d'ajuster la valeur de l'allongement pour faire coïncider la croix (en bleu) avec cette courbe et trouver la valeur d'allongement optimal correspondant.

Pour aider au choix du Cz de vol (typiquement, 0.1 pour un modèle de vitesse de pure, 0.3 pour un modèle polyvalent, 0.5 pour un modèle lent ou voilier), les deux courbes de finesse à droite :

- potentiel finesse max (en haut) : chaque point de cette courbe donne la finesse maximale possible pour l'allongement optimal de ce point. Cette courbe est donc l'enveloppe théoriques des finesesses maximales à allongement optimal variable.
- finesse aile réelle (en bas) : c'est la courbe de finesse pour l'allongement fixé par l'utilisateur. Sa comparaison à la courbe de la finesse max permet de visualiser l'abatement de finesse due à l'allongement choisi aux autres Cz que celui optimisé.

Ensuite, pour faciliter le futur dessin du modèle (onglet 3), cet allongement est traduit en envergure et corde d'emplanture d'une aile elliptique (rendement optimal pour l'allongement choisi).

Pour les modèles de compétition devant concilier ligne droite et virage serré (60", F3F, F3B, F3D), PredimRC quantifie la finesse et la distance parcourue en virage. Le graphique « finesse aile en virage serré » donne aussi l'évolution de la finesse en fonction de l'allongement, pour les conditions de virage saisies juste au-dessus (vitesse et Cz aile). Le curseur bleu indique graphiquement la finesse retenue précédemment. On trouve aussi une indication du rayon de virage et de la charge

mécanique sur les ailes, sachant qu'il s'agit de valeurs au premier ordre (sans prise en compte du décrochage ni de la perte d'altitude en virage, inutile donc de prendre pour argent comptant ces valeurs si la vitesse saisie est trop faible). Ces indications permettent au concepteur de pondérer l'allongement optimal, afin de trouver le meilleur compromis entre finesse en palier et finesse en virage et en s'assurant de la résistance mécanique des ailes avec la technique de construction appropriée.

4.5 Onglet « 3-Geometrie »

4.5.1 Exporter / importer les données modèle

Trois boutons permettent de sauvegarder (dans le répertoire courant), relire (depuis n'importe quel répertoire) les données modèle (fichier .txt), ou remettre à zéro tous les champs du modèle en cours :

M

Nom : AvionExemple

Import

Export

RAZ

Info

Nota

A droite de ce bandeau, un bouton « Info » affiche un résumé de la conception en cours, tandis que le bouton « Nota » affiche une zone de commentaire qui est sauvegardée avec les données modèle.

4.5.2 Saisir les dimensions du modèle

La créativité peut ici s'exprimer librement, à condition de respecter quelques règles simples :

- si la finesse est un critère de dimensionnement, il faut que l'allongement se rapproche de l'allongement elliptique (calculé à partir de l'envergure et de la corde d'emplanture) et de l'allongement optimisé en 5.3. Voir aussi le coefficient d'Oswald en 5.4.4 qui donne une indication fine du rendement de l'aile.
- les dimensions et la forme du fuselage ont un impact non négligeable sur les performances et le centrage.
- pour les modèles à stabilisateur, le volume de stab est une donnée très importante, elle conditionne la capacité du modèle à évoluer aux grands angles.
- attention aux géométries trop alambiquées, simplicité et élégance sont souvent un bon indicateur d'une conception saine...

Voici l'interface de saisie de la géométrie, par élément fonctionnel :

Aile

(mm)	Trapèze 1	Trapèze 2	Trapèze 3	Trapèze 4	Trapèze 5	
Corde emplant.	250	-	-	-	-	Surface totale (dm²) 40.00
Corde saumon	150					Corde moyenne (mm) 204.2
Longueur	1000					Envergure aéro (mm) 2000
Flèche /BA	100					Envergure totale (mm) 2050
Vrillage (°)	0.0					Allongement 10.00
Dièdre (°)	3					Allongement ellip. 10.16
						Foyer aile (mm) 96.9

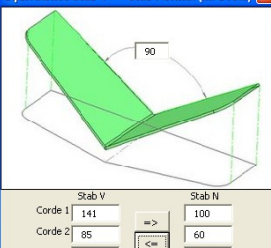
Calcul vrillage d'aile volante (cf. 5.4.13)

Stabilisateur

(mm)	Trapèze 1	Trapèze 2	Trapèze 3	Trapèze 4	Trapèze 5	
Corde emplant.	120	-	-	-	-	Surface totale (dm²) 5.40
Corde saumon	80					Corde moyenne (mm) 101.3
Longueur	270					Envergure aéro (mm) 540
Flèche /BA	40					Allongement 5.40
Levier stab	700	Hauteur stab	50	Profil	Biconvexe fin	Allongement ellip. 5.72
Ouverture (°)	180	Ecart latéral	10			Foyer stab (mm) 44.0
				Dérive (dm²)	3.0	Bras de levier (mm) 647
						Volume de stab 0.43

Aide pour la conversion stab en V / stab normal

Equivalence Stab V <=> Stab Normal (M. Drela)



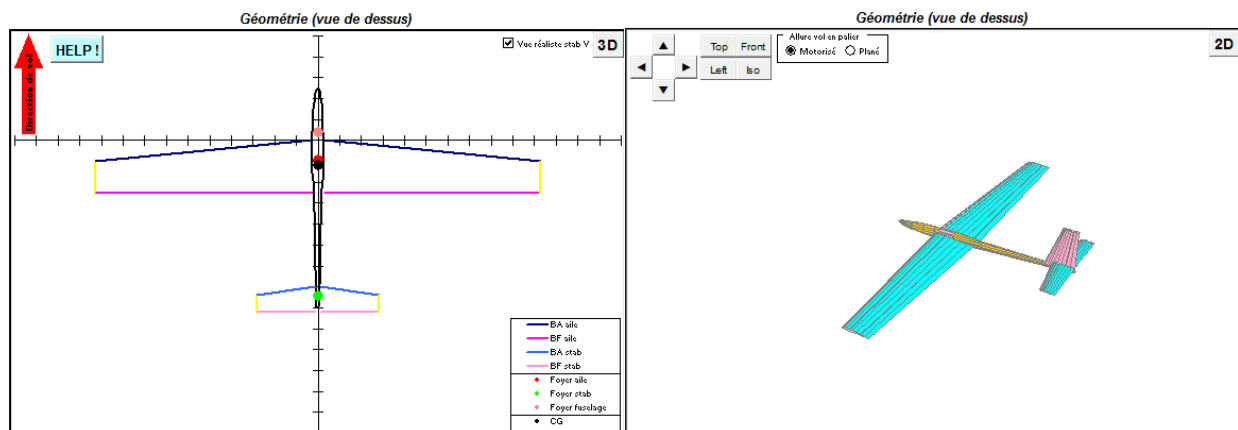
Fuselage

Longueur (mm)	1070	Largeur (mm)	50	Forme	Profilée	Surface mouillée (dm²)	12.9
Levier nez (mm)	250	Hauteur (mm)	60	Poutre	Normale	Surface projetée (dm²)	3.7
Position aile	haute	Incidence liée	sile	S.ac.(dm²)	0.0	Foyer fuselage	20%

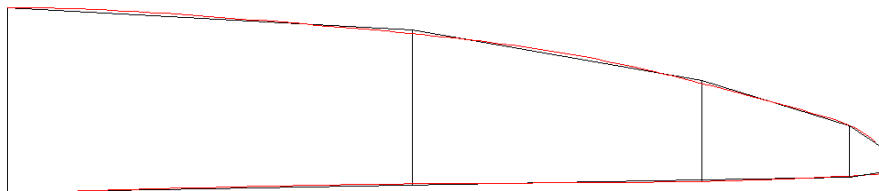
Le dessin du modèle, à l'échelle de manière à restituer fidèlement les dimensions du modèle en cours de conception et ainsi vérifier visuellement la cohérence des données saisies, est automatiquement mis à jour à chaque changement de dimension. Ce dessin peut être exporté au format dxf, en 3 vues.

Deux formes d'affichage sont possibles :

- 2D : le graphique est doté d'une échelle orthonormée (pas = 100 mm) et les différents foyers longitudinaux sont affichés.
- 3D : sont prévues les trois projections principales et une vue isométrique, ainsi que la rotation de la vue suivant les deux axes normaux de la visualisation. L'allure de vol (queue haute, etc.) est affichée, par rapport au référentiel sol, au Cz de réglage pour le premier profil étudié.



Dans le cas de voilures de type elliptique (ici en noir), une simplification en 4 trapèzes (en rouge, passant au mieux par le contour réel) est nécessaire et suffisante pour une bonne représentativité :



Les conventions utilisées dans la saisies des dimensions sont les suivantes :

- toutes les dimensions sont en millimètres.
- l'absence d'un élément (fuselage, stab ou dérive) est simplement définie par l'absence de valeur dans les champs définissant cet élément.
- l'emplantage d'une aile ou d'un stab est le plan d'interface avec le fuselage, toute la zone de recouvrement avec ce dernier, si elle existe, n'est pas à prendre en compte.
- la longueur d'un panneau se mesure en regardant le panneau perpendiculairement à son plan principal.
- la flèche d'un panneau se mesure au bord d'attaque, relativement au bord d'attaque de l'emplantage de l'aile (et non en relatif du panneau précédent).
- le dièdre se mesure par rapport à l'horizontale (et non en relatif du panneau précédent).
- les winglets et les dérives ne sont pas explicitement modélisés (dans les dimensions des ailes et du stabilisateur, qui sont uniquement les surfaces horizontales ou quasi), ils sont respectivement pris en compte dans la surface d'accessoire(s) et celle de dérive.
- le levier de nez est la distance entre la pointe avant du nez (ou du cône moteur) et le bord d'attaque aile à l'emplantage.
- la dérive et le cône moteur font partie intégrante des longueurs du fuselage.
- le choix de la forme de la poutre de queue se fait de manière purement visuelle, de façon à correspondre le mieux possible au modèle étudié.
- dans le cas d'un appareil bi-poutre (P38 par ex.), les dimensions du fuselage et la forme de la poutre de queue devront être déduites, par addition des dimensions de chaque élément de fuselage, de manière à être représentatif des surfaces actives.
- la formule canard est définie par un levier de stab (distance du bord d'attaque aile au bord d'attaque stab) négatif.
- la hauteur (vue de côté) par rapport à l'aile d'un stabilisateur en V n'a pas à être saisie, elle est calculée automatiquement (hauteur moyenne).

NOTA

En cas de doute sur les dimensions à saisir, le bouton « HELP ! » affiche le dessin d'un modèle exemple avec les principales dimensions. Ces dernières doivent prendre en compte de manière intelligente les dimensions réelles, pas forcément de manière exacte mais représentative. Par exemple, dans le cas d'un moteur placé en externe et de largeur (toujours vue de dessus) sensiblement inférieure à celle du fuselage, la mesure débutera au milieu du moteur plutôt qu'à la pointe avant du cône.

Les dimensions de la dérive dans la vue 3D sont déduites des dimensions du stab et de la surface de dérive, sa représentation visuelle n'est donc pas exacte.

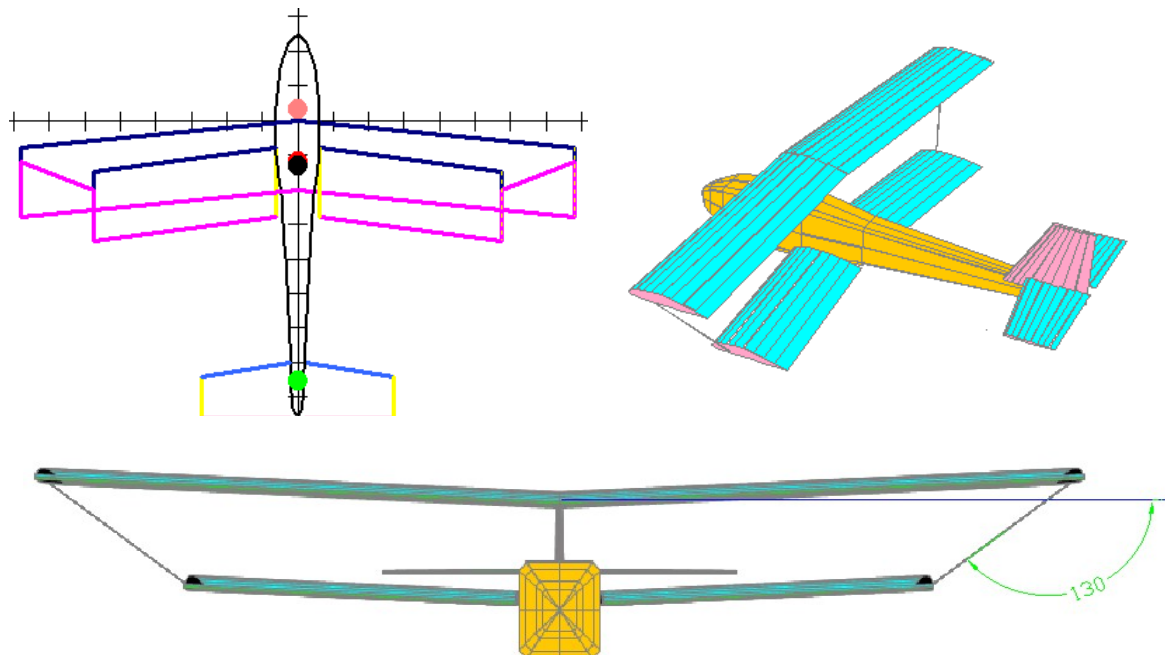
Chaque valeurs numérique peut être remplacée par une formule (sauvegardée avec les données modèles), pouvant pointer sur d'autres cellules. Par ex : *corde d'emplanture* = $0.66 \times$ *corde saumon*, *surface dérive* = $0.75 \times$ *surface stab*, etc.

4.5.3 Cas particulier d'un biplan

L'aile d'un biplan se définit de manière continue avec, dans l'ordre :

- trapèze 1 = panneau supérieur (aile de référence, y compris pour le positionnement vertical du stab)
- trapèze 2 = élément de transition (corde = 1 pour la détection du biplan par le soft, la flèche importe peu)
- trapèze 3 = hauban (corde = 1, longueur et dièdre : voir schéma ci-dessous, la flèche importe peu)
- trapèze 4 = élément de transition (corde = 1, flèche = position du bord d'attaque du saumon de l'aile inférieure par rapport au bord d'attaque de l'emplanture de l'aile supérieure)
- trapèze 5 = panneau inférieur (longueur négative, du saumon vers l'emplanture)

(mm)	Trapèze 1	Trapèze 2	Trapèze 3	Trapèze 4	Trapèze 5
Corde emplant.	200	200	1	1	200
Corde saumon	200	1	1	200	200
Longueur	780	0	320	0	-510
Flèche /BA	70	120	200	150	90
Vrillage (°)	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
Dièdre (°)	3	0	-130	3	0



Détail du dièdre de hauban (mesuré par rapport à l'horizontale, comme les autres dièdres).

4.5.4 Définir les réglages

Marge statique		5%
CG	35.2%	117.6
Foyer	40.2%	127.9

Masse (g)	1000	1500
Charge (g/dm³)	25.0	37.5

Vérification du centrage par pesée

Calcule la marge statique corrigée

Cz réglage	Incid. aile @ Czreg (°)	2.0	-1.3	-4.5
0.30	Calage aile (°)	2.0	2.0	2.0
Profil étudié	Calage stab (°)	1.2	2.0	3.0
TP14	Vé longi. (°)	0.8	0.0	-1.0
TP14_f0570	Cz aile stab neutre	0.28	0.83	1.34
TP14_f1070	Cz de stab max	0.38	0.25	0.32

Trois profils peuvent être sélectionnés, typiquement pour :

- comparer des profils différents suivant les critères de conception de l'étude en cours (charge de stab, finesse max, taux de chute mini, traînée mini à vitesse imposée, etc.).
- simuler l'évolution des performances d'un profil donnée en lisse et avec volets de courbure.

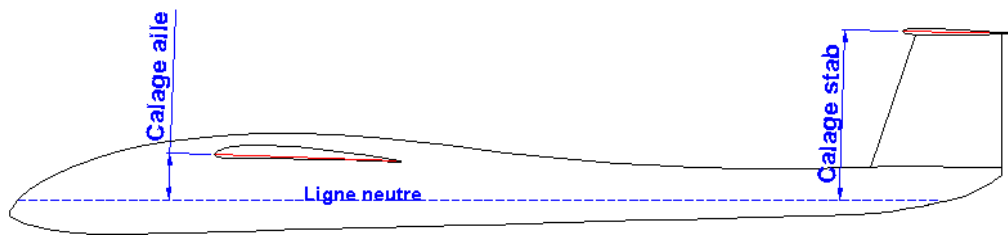
Valeurs de réglage :

- marge statique : elle positionne le centre de gravité par rapport au centrage neutre (= foyer du modèle complet) pour assurer la stabilité longitudinale et peut aller de 0 (modèle parfaitement neutre) à 10% (modèle très stable) de corde moyenne. Quel que soit le modèle, une valeur de 5% est bien adaptée pour le premier vol, sachant que 0 à 3% de marge statique, suivant le besoin, est la norme une fois le modèle bien réglé. La marge statique peut être réglée jusqu'à 50% de manière à permettre l'identification de la limite avant de centrage (via la courbe de Cz de stab).
- Cz de réglage : si la marge statique n'est pas nulle, c'est le Cz d'aile, donc la vitesse de vol associée en plané, vers lequel le modèle évoluera naturellement (manche de profondeur lâché). Valeurs typiques : 0.1 (racer), 0.3 (cas courant), 0.5 (appareil lent),
- calage d'aile : c'est l'angle de construction entre l'aile et le fuselage (précisément sa ligne neutre, qui peut être déterminée de manière empirique, c.à.d. visuellement, comme sur le croquis ci-après). Par défaut, on utilisera comme calage d'aile son incidence au Cz de réglage (saisie directe ou via une formule pointant sur la cellule d'incidence, par ex. « =J29 ») pour aligner le fuselage avec la trajectoire, de manière à minimiser sa traînée à ce Cz. On peut aussi mettre le même calage à tous les profils dans le cas d'une étude de volet de courbure, ou directement saisir les dimensions mesurées en coordonnées rectangulaires pour faire la conversion angulaire : $calage = \text{atan}(\text{hauteur/corde}) * 180/\pi$.
- Dans le cas d'un biplan, le calage de l'aile inférieure sera (lors de la construction, pas dans PredimRC) corrigé d'environ +0.5 (aile inférieure reculée de 50% de la corde par rapport à l'aile supérieure), +1° (aile inférieure reculée de 25% de la corde), à +1.5° (même position longitudinale).
- calage de stab (par rapport au fuselage) et Vé longitudinal : ils sont calculés pour assurer l'équilibre longitudinal au Cz de réglage et à la marge statique choisis. Il est donc normal qu'on ne puisse pas forcer cette valeur, sinon l'équilibre longitudinal ne pourrait être assuré.

Valeurs de contrôle :

- Cz aile pour stab neutre : donné à titre indicatif, il s'agit du Cz pour lequel le centre de portance (CP) coïncide avec le CG choisi, ce qui donne un stab neutre (à l'effet du fuselage près) pour ce point de vol. Il traduit quand il est trop élevé (>1) un stab mal dimensionné ou un fuselage trop volumineux ou mal positionné. On utilisera une valeur cible de 0.3 pour la majorité des modèles, particulièrement les planeurs pour lesquels on cherche généralement une finesse maxi autour de ce Cz.
- Cz de stab max : pour que le stab fonctionne bien sur toute la plage de vol, il ne doit pas excéder +/-0.3 (arbitrairement), sous peine de risquer de décrocher avant l'aile. On notera que ce Cz est très élevé dans le cas d'un canard, ce qui est inhérent à cette formule et pénalise les performances (à cause de la traînée induite de stab).
- Courbe CMCG : permet de vérifier le coefficient de moment de chaque composant de l'avion lors d'une variation d'incidence autour de celle d'équilibre.

La ligne neutre (ou moyenne) du fuselage est définie de manière analogue à la corde d'un profil, en faisant passer une droite au mieux par le nez et l'arrière de la poutre du fuselage :



La ligne neutre du fuselage peut être matérialisée très simplement par une ficelle tendue entre deux coupons de scotch papier :



NOTA

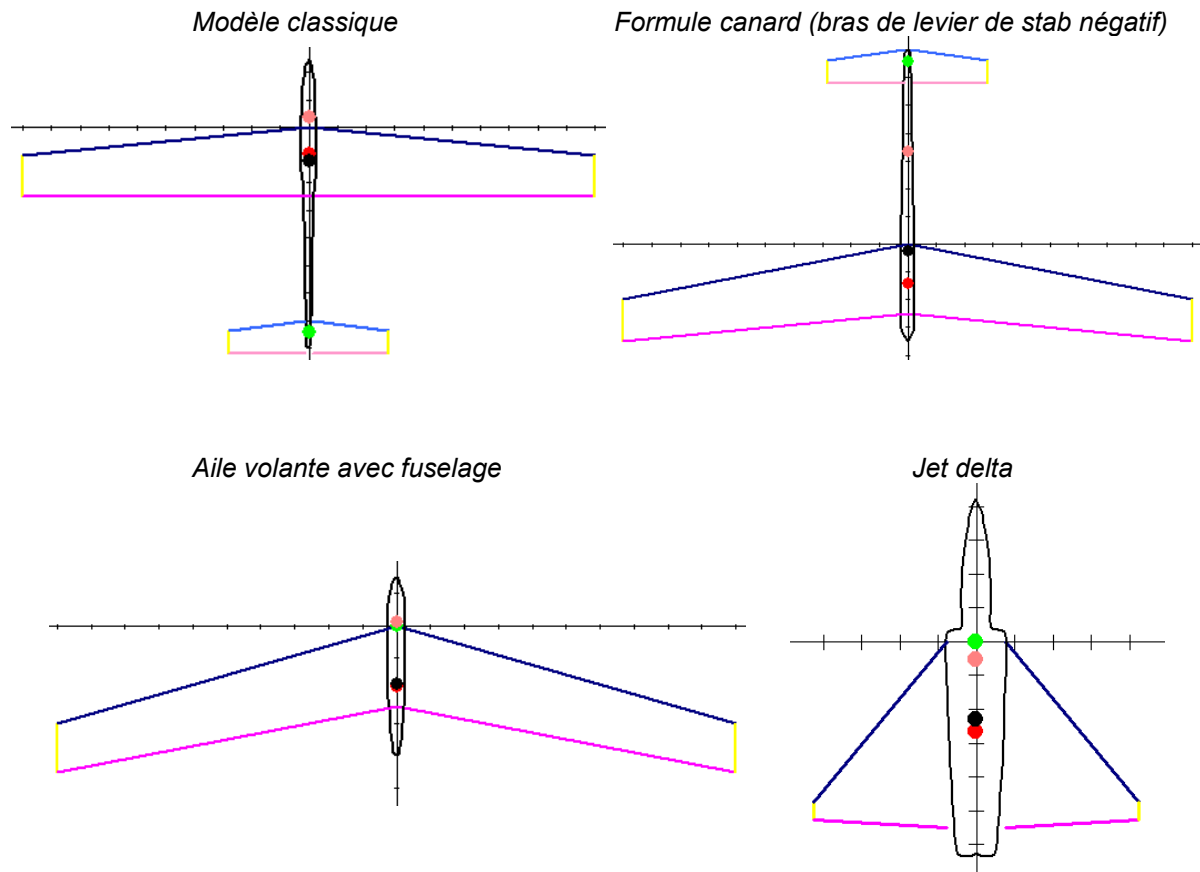
Le profil d'aile n'influe que sur les calages, qui répondent à une problématique d'équilibre [des moments longitudinaux, pour « voler droit »], et non sur le centrage, qui répond à une problématique de stabilité [pour conserver la trajectoire] purement géométrique (= foyer).

Cela se démontre aisément :

- le vol inversé (sur le dos) ne nécessite pas de modifier le centrage, alors que le profil est radicalement inversé (il devient même « autostable »...). Il peut être nécessaire de corriger plus ou moins la profondeur, l'équilibre longitudinal en vol dos n'étant pas identique à celui en vol normal. A une seule exception : dans le cas d'un centrage neutre, aucune correction à la profondeur n'est nécessaire (équilibre indifférent), c'est une propriété remarquable utilisée par les pilotages d'avion en alternative au test du piqué privilégié par les planeuristes.
- le centrage d'un appareil à stab classique et celui d'un canard utilisant strictement la même aile sont radicalement différents : cela tient au premier ordre à la position du stab.
- une aile volante se centre toujours autour de 20% de la corde moyenne... quel que soit le profil. Soit 5% de marge statique, comme pour n'importe quel appareil dans PredimRc.

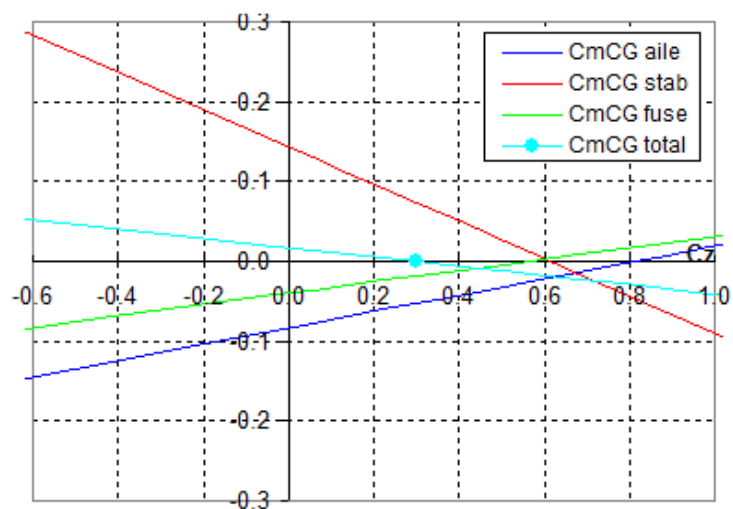
Dans le cas d'un modèle [mal conçu] doté de profils utilisés en dessous de leur Reynolds critique, le fonctionnement de ces derniers n'est plus linéaire. Le foyer de l'aile, et donc du modèle, se trouve alors plus avant (de la valeur -normalement nulle- de la pente dC_m/dC_z à ces Reynolds) que prévu par la théorie des profils minces. Le centrage doit donc être corrigé vers l'avant pour conserver une marge statique positive à basses vitesses, sachant que cette dernière augmentera au-dessus du Re critique.

Quelques exemples de différentes configurations aérodynamiques avec le CG (point noir) associé, qui montrent que le centrage au tiers de la corde est bien un mythe, que l'on se réfère à la corde moyenne ou à la corde d'emplanture :



4.5.5 Moments autour du CG

Pour chaque profil étudié, ce graphique montre, relativement au CG et en fonction du C_z aile, les coefficients de moment de chaque élément de l'appareil, ainsi que son moment global. Sur la courbe de ce dernier, le point d'équilibre (pour le C_z de réglage) est identifié.

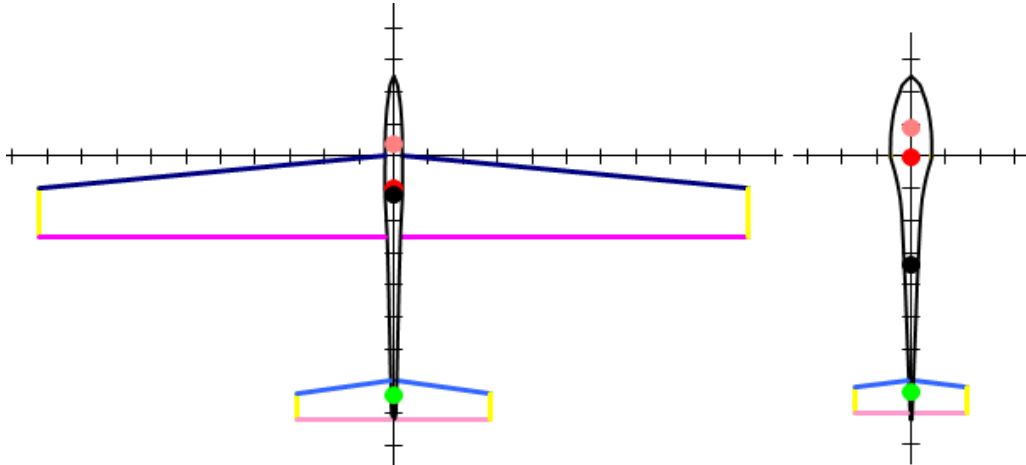


Dans le cas d'une marge statique nulle, on notera que le moment global est nul quel que soit le C_z .

Ce graphique est complété par les courbes et valeurs de C_mCG calculés en VLM pour l'aile (voir ci-après), utiles en particulier pour les ailes volantes dont l'équilibre en tangage ne dépend des caractéristiques de l'aile (profil, géométrie, vrillage, trim des gouvernes).

4.5.6 Recherche du foyer latéral

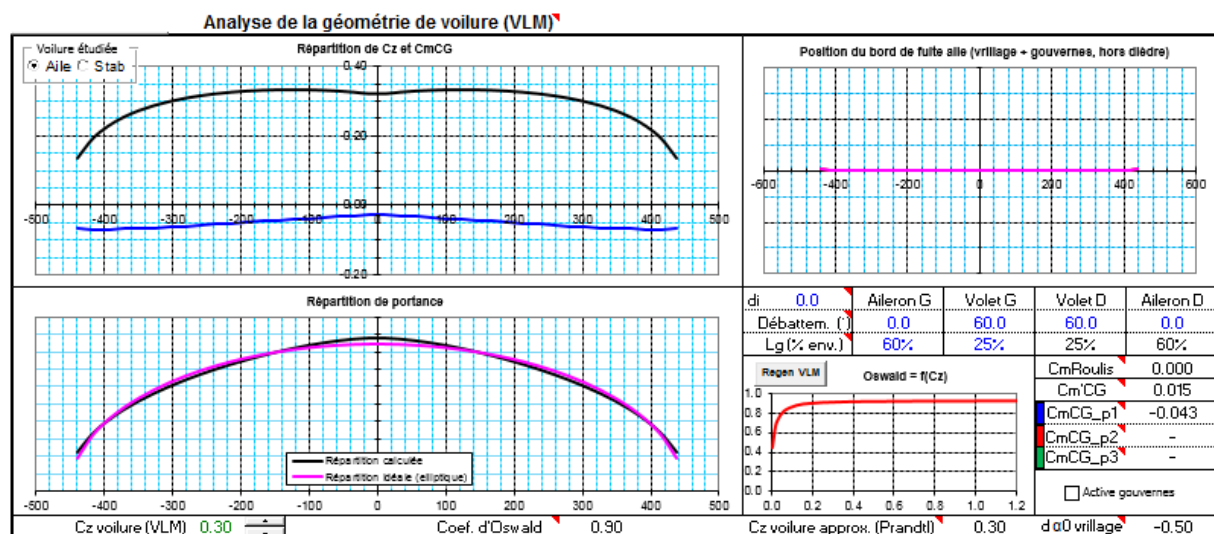
Le principe consiste à modéliser l'appareil en vue de côté, avec une aile fictive (par ex., cordes et longueur = 1 mm), un stabilisateur représentatif en surface et allongement de la dérive et une marge statique nulle. Pour simplifier le transfert de cotes afin de comparer la position du foyer latéral à celle du foyer longitudinal (le premier doit se trouver derrière le second), le fuselage est positionné par rapport à l'aile fictive à l'identique de la modélisation en vue de dessus.



Dans le cas particulier d'une aile volante, les dimensions du fuselage doivent intégrer le profil d'implanture de l'aile.

4.5.7 Analyse VLM de la géométrie des voilure (aile et stab) et des gouvernes (ailerons)

PredimRC intègre un calcul VLM (Vortex Lattice Method) de répartition de C_z , de C_m CG (par profil) et de portance (ne pas confondre : C_z = coefficient de portance, portance = force de sustentation). Le principe consiste à décomposer l'aile ou le stab en petits panneaux rectangulaires (40 ici), et d'analyser les interactions entre chaque panneau. Il s'agit en fait d'un calcul par éléments finis, tel qu'utilisé par les logiciels de calculs industriels (RDM, thermique, écoulement, ...), ici en 2D.



Les deux graphiques de gauche s'utilisent de la manière suivante, en faisant varier le C_z voilure (pour lequel sont aussi calculés différents paramètres, notamment le facteur d'Oswald, c.a.d. le rendement de l'aile par rapport à une aile elliptique « idéale » de même surface et allongement) :

- répartition de C_z : à un C_z voilure proche du décrochage, l'idéal est d'avoir une répartition dégressive de l'emplanture vers le saumon (qui ainsi décroche après l'emplanture). C'est un gage de comportement sain à basse vitesse ou lors d'un déclenché.

- répartition de C_mCG (moment de tangage de l'aile autour du CG) : ce calcul sert surtout aux ailes volantes, pour assurer l'équilibre longitudinal au C_z de réglage souhaité.
- répartition de portance : idéalement, elle doit suivre une répartition elliptique, qui minimise la traînée induite. Elle est généralement optimisée au C_z de vol pour lequel on a cherché le meilleur allongement.

Deux axes d'action sont possibles pour améliorer les répartitions :

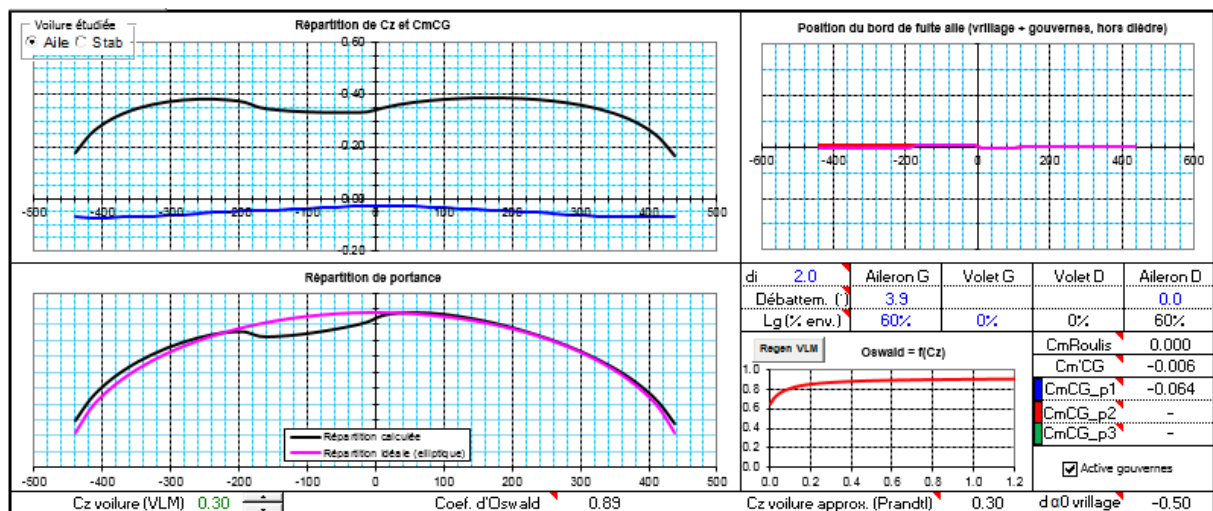
- en modifiant les cordes : la seule précaution à prendre est d'éviter de choisir une corde de saumon trop petite si le profil choisi supporte mal les faibles Re .
- en modifiant les vrillages (aile seulement) : indispensable pour les ailes volantes, mais à manipuler avec précaution pour les appareils conventionnels, en particulier les machines rapides. En effet, une évolution de vrillage peut être parfaite pour un C_z de vol, mais induire des efforts trop importants sur la structure de l'aile. Une erreur classique, rencontrée sur certains kits des années 80, consiste à mettre trop de vrillage au saumon d'un grand planeur à fort allongement : à grande vitesse, on peut voir le bout des ailes prendre un dièdre inversé à cause des efforts de portances négatifs en bout d'aile.

Dans le cas d'une aile, le calcul VLM calcule aussi :

- la courbe de facteur d'Oswald en fonction du C_z , à rafraîchir via le bouton « RegenVLM » après une modification de géométrie.
- les effets sur les performances du modèle (via la courbe Oswald/ C_z), le comportement de l'aile (chargement en C_z , C_mCG et portance le long de l'envergure) et l'équilibre en tangage et roulis (via les coefficients de moments associés) d'un pilotage par incidence variable et gouvernes de bord de fuite de l'aile.

Par exemple, on peut ainsi déterminer :

- l'équilibre en tangage d'une aile volante et ajuster sa répartition de vrillage, plus au besoin la moduler en relevant plus ou moins les ailerons et volets.
- l'efficacité en roulis des ailerons, volets et incidence différentielle.
- le moment en tangage (tendance à piquer ou cabrer) au braquage des volets et/ou des ailerons, et ainsi anticiper la compensation à la profondeur à utiliser.
- le décalage de neutre (exemple ci-dessous) à appliquer aux ailerons (ici $3,9^\circ$) pour corriger un défaut de calage (ici 2°) entre les deux ailes (en recherchant donc un moment de roulis nul).



NOTA

Le positionnement des gouvernes sur l'envergure est défini ainsi :

- ailerons : à partir du saumon de l'aile jusqu'à la valeur choisie (en% de l'envergure).
- volets : à partir de l'emplanture de l'aile jusqu'à la valeur choisie (en% de l'envergure).

Ne pas oublier de cliquer sur le bouton « Active gouvernes » pour que les gouvernes soient prises en compte dans les calculs (sinon, c'est l'aile lisse qui est utilisée).

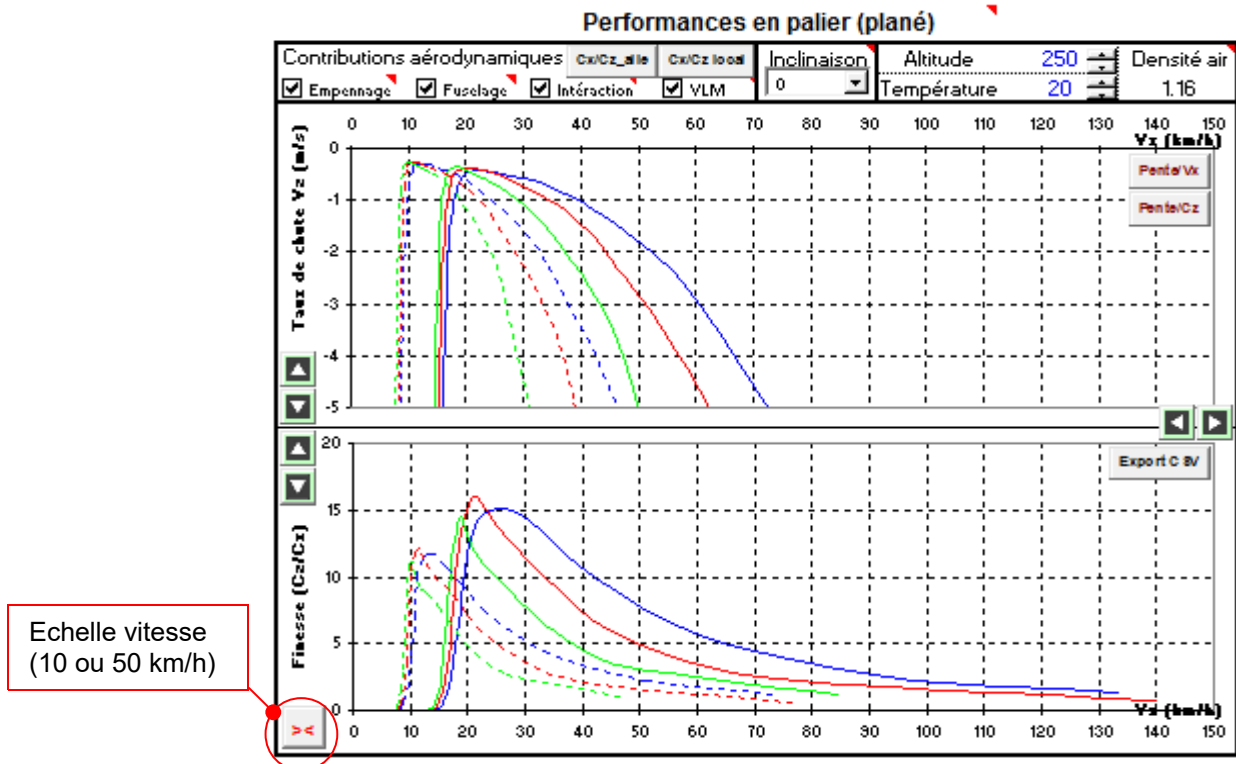
4.5.8 Evaluation des performances

Les courbes de performances peuvent être affichées de deux manières différentes :

- courbes de référence avec une aile elliptique « idéale » de même surface et allongement que celle en cours de conception.
- performances corrigées par VLM, qui prend en compte la géométrie complète des ailes et la déflexion de sillage d'un stab canard. NOTA : ne pas oublier de cliquer sur le bouton « RegenVLM » si la géométrie change pour actualiser le calcul VLM et le déverser dans les calculs de performances.

Les conditions aérologiques (altitude, température) du site de vol peuvent aussi être prises en compte, ce qui montre l'impact de ces paramètres.

Ces performances sont données dans les graphiques suivants (à portance F_z constante, en fonction de la vitesse) :



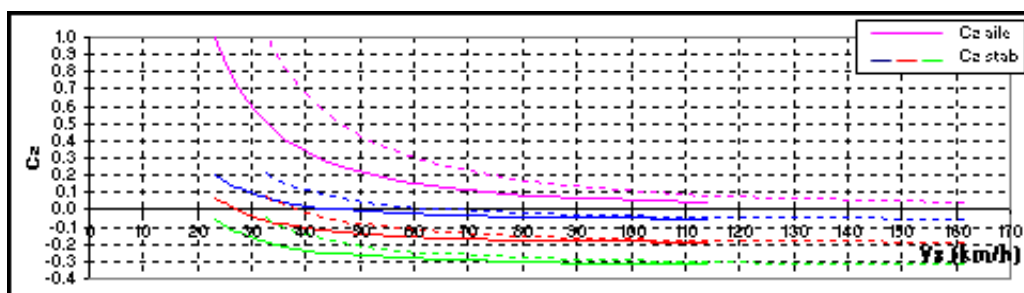
Le premier graphique donne les polaires des vitesses du modèle complet (en ligne droite ou en virage stabilisé, suivant l'inclinaison choisie), on y lit le taux de chute en fonction de la vitesse de vol. Leur analyse permet d'identifier la vitesse de décrochage ainsi que, pour les planeurs, la vitesse de vol adaptée pour ne pas perdre d'altitude dans un courant ascendant donné.

Toujours en fonction de la vitesse de vol, la courbe de finesse est révélatrice des performances en transition d'un planeur. Cette courbe traduit le rapport distance parcourue / hauteur de départ. On y constate aussi l'effet important de la charge alaire : plus on charge, plus la finesse est obtenue à une vitesse élevée et meilleure est la finesse maxi. A l'opposé, plus on charge et plus de taux de chute mini est élevé. Deux masses pouvant être saisie, cela permet d'étudier l'influence du ballast.

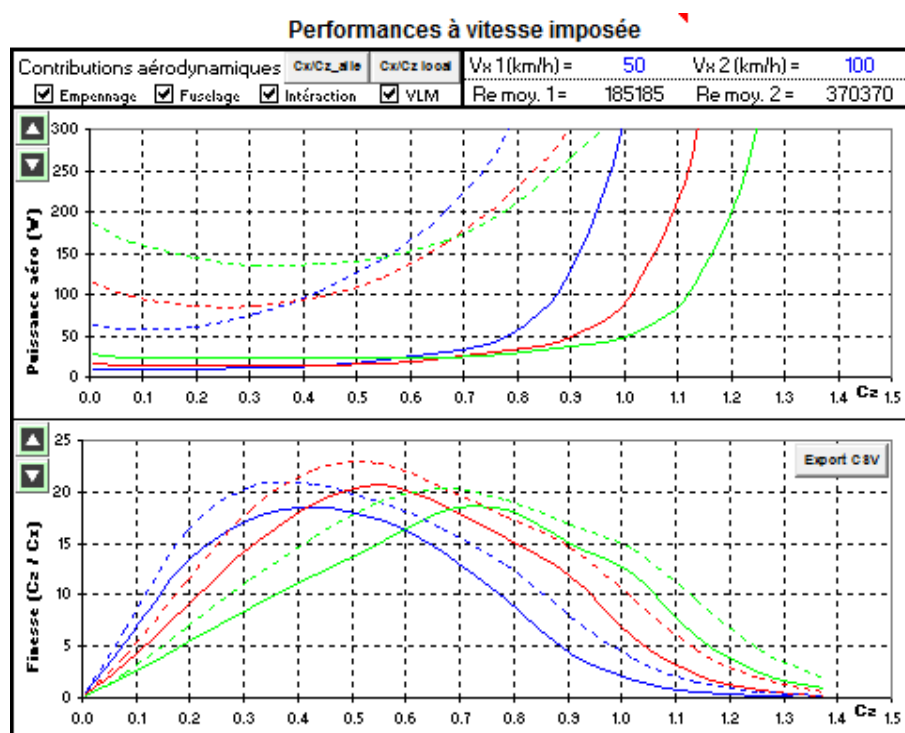
Un à trois profils pouvant être étudiés simultanément (il suffit de sélectionner « - no foil - » pour les profils non utilisés), les analyses suivantes peuvent être réalisées :

- choix du profil : comparaison de trois profils différents, en prenant soin de saisir pour chacun le calage d'aile correspond au C_z de réglage.
- optimisation du calage d'aile : même profil sélectionné et essai de 3 calages différents.
- utilisation des volets de courbure, par exemple en configuration lisse, demi-baissé et baissé (utiliser le calage du profil lisse pour les trois configurations).
- optimisation de la position d'un turbulateur vis à vis des perfos.

La dernière courbe permet de retrouver le C_z de vol en fonction de la vitesse et de la masse, ainsi que le C_z de stab (un par profil), ce qui permet d'affiner le dimensionnement du stab et de vérifier la limite avant de centrage :



Un autre type de graphique, à vitesse (donc Reynolds) constant renseigne sur l'évolution de la traînée en fonction du C_z (donc du rayon de virage), via la finesse et la puissance aérodynamique dissipée. C'est une aide précieuse pour la comparaison de modèles de course aux pylônes pour avoir dans le même graphique la condition de ligne de droite et la condition de virage.



NOTA

Afin de mieux analyser leur contribution, chaque élément (stab : portance + traînée, dérive, fuselage, interaction de raccords, calcul VLM) peut être désactivé via des coches.

Toutes les données chiffrées des polaires modèles peuvent être exportées en .CSV, pour dépouillement complémentaire. Un bel exemple réalisé par Stéphane Combet :

<https://voltige-planeur-rc.net/2017/02/21/reflexions-sur-le-profil-sb96v/>

4.5.9 Lignes de fonctionnement profils

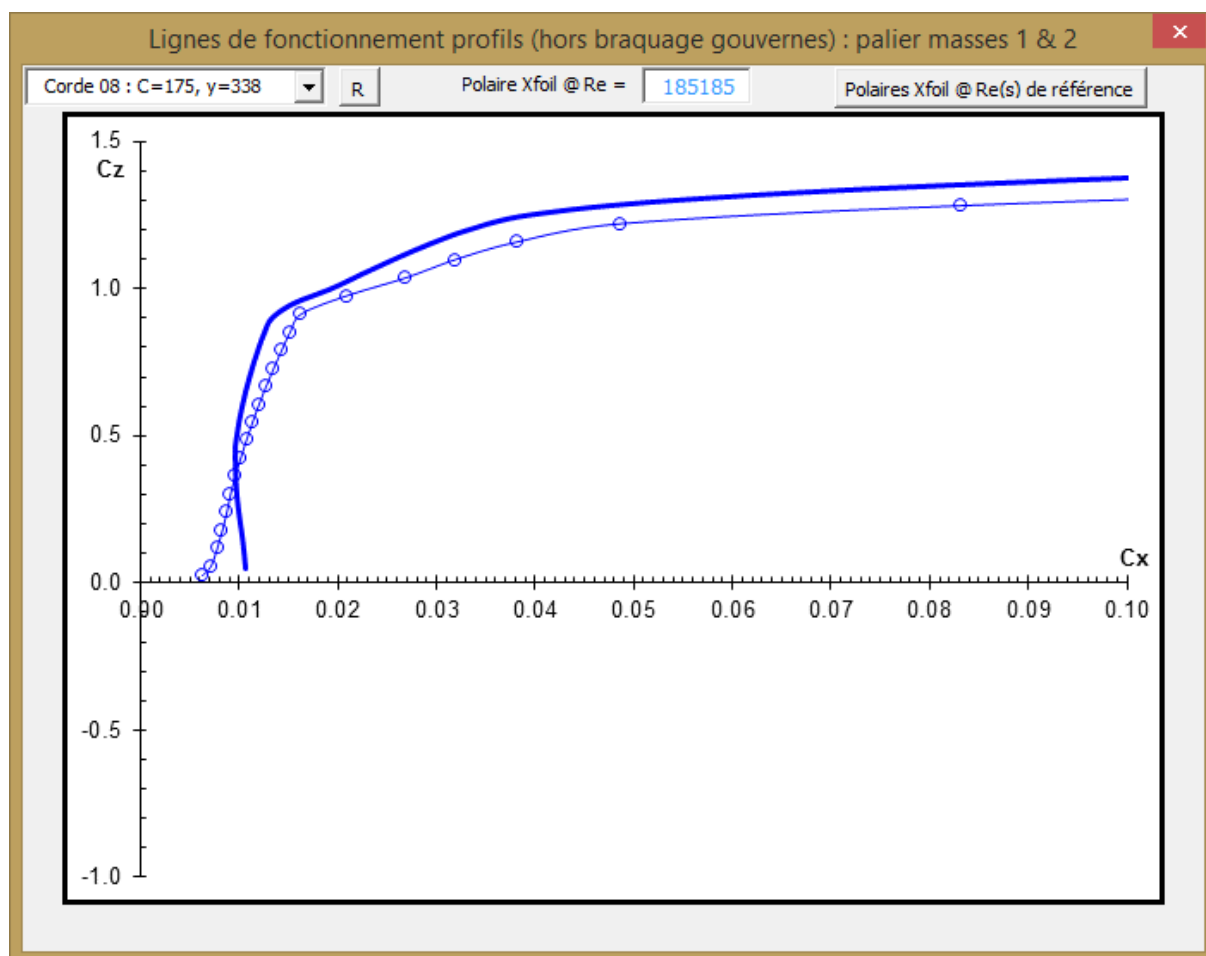
Pour compléter l'analyse, un bouton « Cx/Cz local » affiche les polaires locales de chaque corde (plus la corde moyenne) pour deux conditions de fonctionnement :

- Soit Reynolds variable et portance constante : vol en palier (polaire Xfoil de type 2 étendue au modèle complet) pour les deux masses saisies .
- Soit Reynolds constants aux deux vitesses imposées (polaire Xfoil de type 1 interpolé aux Re correspondant)

Dans les deux cas, l'aile est décomposée en 10 cordes équiréparties le long de l'envergure, de manière à étudier finement chaque zone.

A ces polaires peuvent être superposées les polaires Xfoil (aux six Reynolds de référence) ainsi qu'une polaire interpolée à un Reynolds fixé par l'utilisateur.

Pour l'étude à Reynolds variable et portance constante, le point de croisement entre les polaires locales et celles à Reynolds fixé permet de déterminer le point de fonctionnement (Re , C_z) associé.

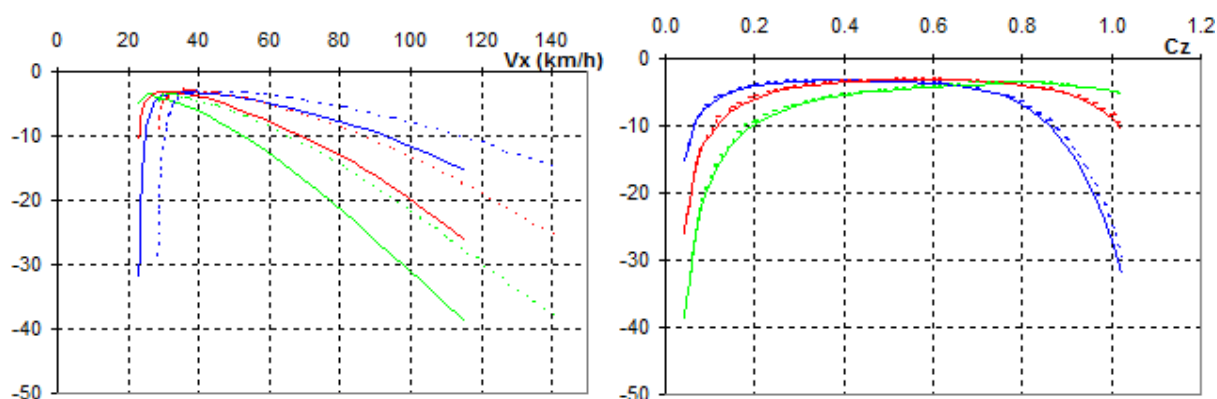


Nota

Le bouton « R » permet de forcer le recalcul des polaires en cas de défaut de rafraîchissement.

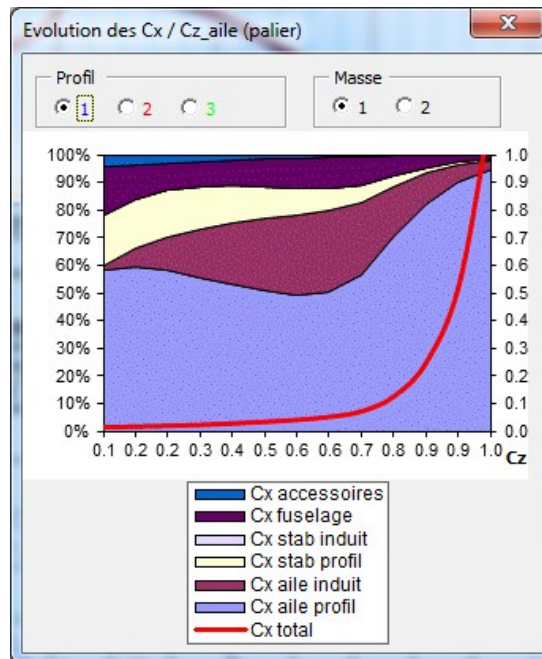
4.5.10 Pente de descente en plané

Elles sont calculées en fonction de la vitesse de vol ou du C_z , cette dernière se révélant très instructive sur l'effet réel de l'incidence (le C_z étant proportionnel à cette dernière) sur la polaire de vitesse en plané.



4.5.11 Evolution des Cx en palier ou à vitesse imposée

Cette polaire, fonction du Cz aile, permet de mieux cerner la contribution de chaque élément du planeur à sa performance :



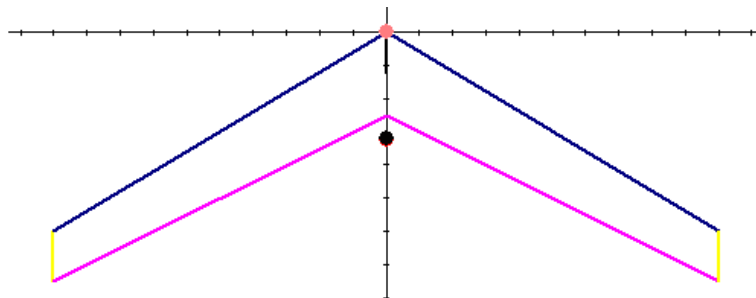
4.5.12 Cas des ailes multi-profils

Contrairement aux apparences, il est très facile de traiter les ailes multi-profils :

- géométrie :
Pour l'analyse d'un modèle existant, chaque valeur de vrillage aéro est remplacée par une formule du type :
« *vrillage aéro = vrillage géométrique - Alpha0 profil local + Alpha0 profil emplanture* »
Dans le cas d'une nouvelle conception, on utilise PredimRC sans se préoccuper de l'évolution de profil, puis on réalise le modèle avec les vrillages réels suivants :
« *vrillage géométrique = vrillage aéro + Alpha0 profil local - Alpha0 profil emplanture* »
- analyse perfo et réglages : on utilise le profil médian de l'aile, son calage par rapport au fuselage étant celui de l'emplanture.

4.5.13 Vrillage d'une aile volante

L'onglet géométrie inclut un calcul simplifié de vrillage d'aile volante, permettant d'anticiper l'utilisation de profils non « auto-stable » avant de passer à la modélisation complète. On y accède via le bouton rouge de l'étiquette « vrillage » dans la zone de saisie des dimensions de l'aile.

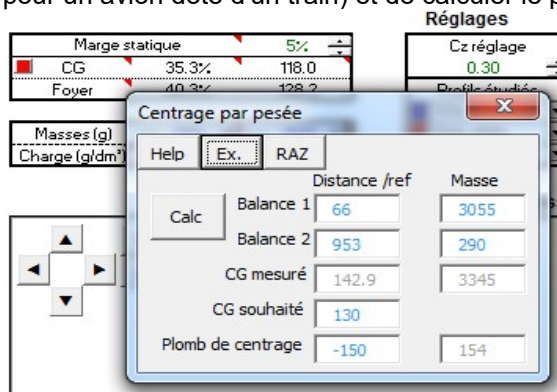


NOTA

Le calcul n'est pas automatiquement rafraîchi, il faut cliquer sur « Calc > » pour cela.
Ce principe d'obtention de l'équilibre longitudinal ne fonctionne qu'avec de la flèche. Les dimensions sont indépendantes du module de conception, et peuvent être approximée pour décrire une aile multi-panneaux.

4.5.14 Centrage par pesée

Cet outil additionnel permet de vérifier la position du CG par la méthode de la pesée (vaut aussi pour un planeur, pas seulement pour un avion doté d'un train) et de calculer le plomb de centrage à utiliser.



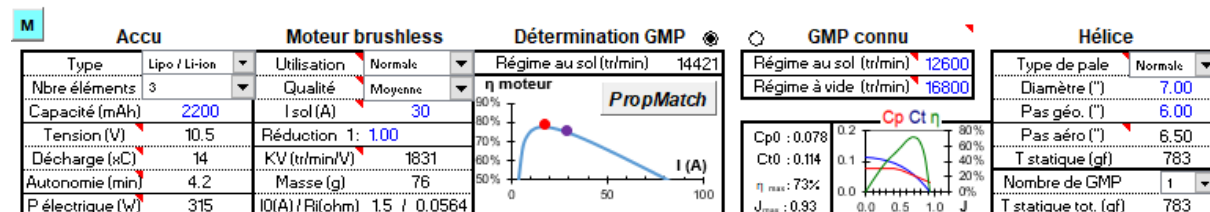
4.6 Onglet « 4-Motorisation »

Contrairement à la majorité des calculateurs qui se contentent de simuler le point de fonctionnement au sol (régime / traction / puissance) d'un GMP donné, indépendamment des caractéristiques aérodynamiques de l'avion, PredimRC simule toute l'enveloppe de vol au moteur. Cela permet de travailler sur le besoin réel, qui n'est pas de faire tourner un moteur mais de faire voler un avion suivant un résultat attendu (en termes de vitesse en palier, taux de montée, autonomie, etc.), pour in fine identifier efficacement les caractéristiques moteur et l'hélice associée les mieux adaptés.

4.6.1 Groupe Moto-Propulseur (GMP)

Deux approches sont possibles, s'appuyant sur les caractéristique d'hélice saisies (zone de droite) :

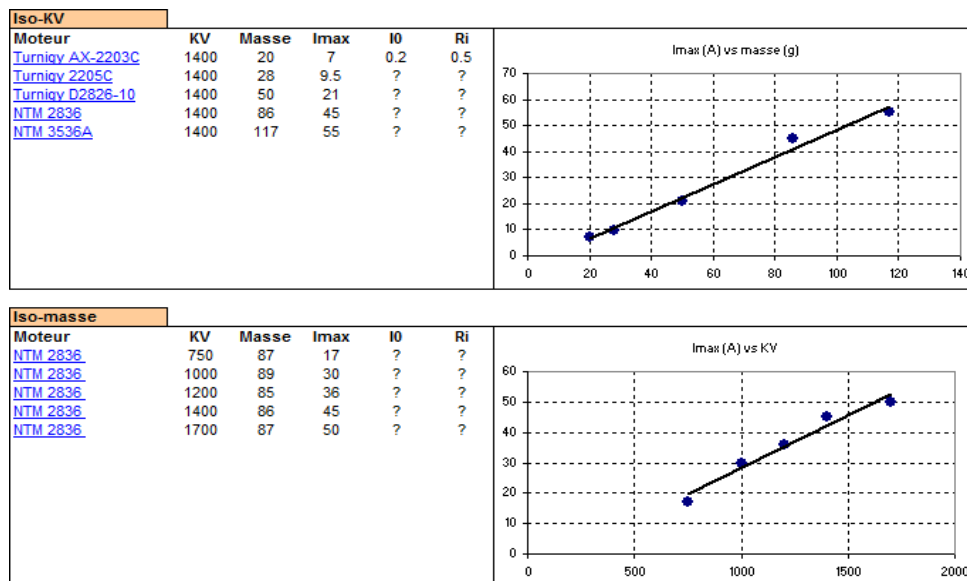
- détermination d'un GMP : zone de gauche
- vérification d'un GMP connu : zone centrale



En détermination de GMP, les caractéristiques fondamentales du moteur (KV et masse) sont des données de sortie, qui découlent du besoin [et non l'inverse], la puissance électrique étant la donnée d'entrée. A l'inverse des calculateurs classiques, I_0 et R_i sont uniquement données à titre informatif car ces valeurs sont peu ou mal, voire pas du tout, documentées par les constructeurs. D'où la recherche d'une grandeur alternative [évitant cet écueil tout en offrant une bonne robustesse prédictive], en l'occurrence la masse, qui intègre de manière implicite R_i mais aussi la capacité de dissipation thermique du moteur, et qu'il faut considérer ici comme indissociable du KV calculé.

Cette approche s'appuie sur les deux corrélations suivantes (exemples simplifiés ci-dessous) :

- pour un KV donné, l'intensité maximale supportée par un moteur est proportionnelle à sa masse (ou sa taille, c'est idem)
- pour une masse donnée, l'intensité maximale supportée par un moteur est proportionnelle à son KV

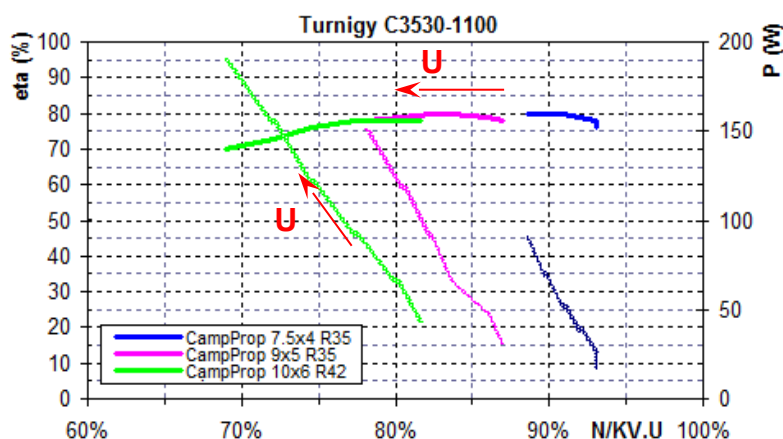


Pour rappel : R_i peut être déduit de I_{max} pour un rendement donné, cf. 5.8.

De même, PredimRC utilise une logique inverse de l'habitude pour choix du moteur, en imposant le rendement max (dont la valeur absolue est corrélée à la masse du moteur : à iso-qualité de conception et de réalisation, un gros moteur présente un meilleur rendement qu'un petit) et le cas d'utilisation. Plus précisément, ce dernier est un cas de chargement, partant du constat que tous les moteurs présentent les mêmes allures de courbes d'intensité et de rendement en fonction du ratio régime avec hélice sur régime à vide ($= N/(KV.U)$).

Dit simplement : plus on charge le moteur (avec une plus grosse hélice) et plus l'intensité augmente (jusqu'à la limite de dissipation thermique du moteur, qui dépend de sa masse) tandis que le rendement suit toujours le même type de courbe en cloche.

Voici un exemple de mesures sur banc, à tension variable ($U = 6$ à 11 V) et charges fixes, mettant en évidence l'évolution du rendement et de la puissance consommée en fonction du cas de chargement :



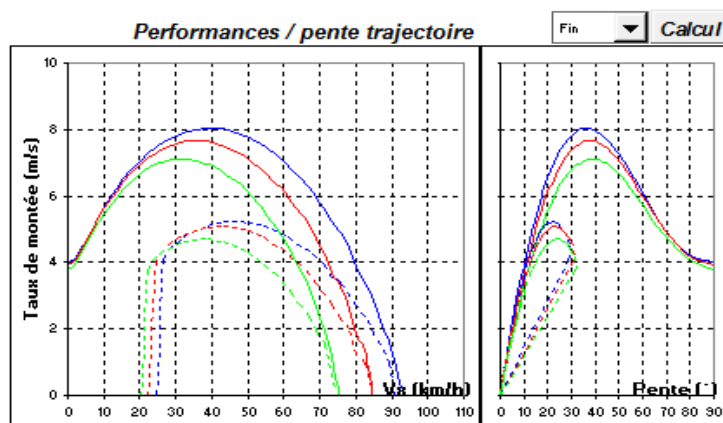
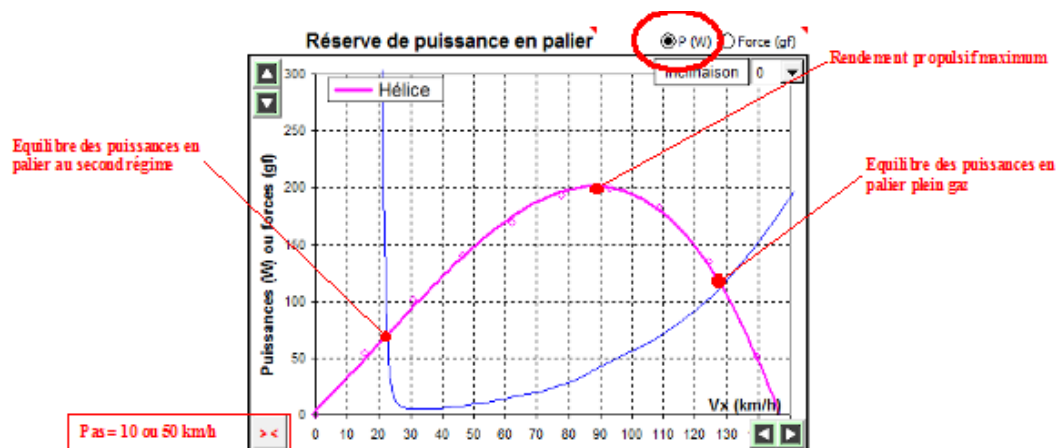
Plus de détails ici : <http://aerotrash.over-blog.com/article-predimrc-et-ses-helices-123711974.html>
Les turbines électriques peuvent être simulées, avec pas d'hélice égal au diamètre (via la formule « =O6 » à inscrire dans la cellule du pas) et en ajustant le diamètre pour retrouver le KV moteur.

4.6.2 Polaires avion au moteur

Un second graphique affiche l'évolution de l'intensité consommée par le moteur et le régime d'hélice, et ainsi calculer l'autonomie en palier plein gaz.

Un dernier graphique permet de déterminer l'évolution du taux de montée en fonction de la vitesse de vol ainsi que les angles de montée associés (ici pour 3 profils d'aile différents et 2 masses) . Ce calcul, de par sa nature itérative (résolution dans le repère avion de l'équilibre des forces pour chaque point de fonctionnement) nécessite d'être lancé manuellement, via le bouton « Calcul ». Trois niveaux de détail peuvent être choisis, suivant la finesse de la résolution souhaitée avec un temps de calcul inversement proportionnel.





4.6.3 PropMatch

Cette fonction recherche les meilleures combinaisons moteur + hélice pour satisfaire un point de fonctionnement en vol rectiligne plein gaz (en palier ou en montée) :

PropMatch

Point de fonctionnement souhaité
Vx (km/h) Vz (m/s)

Diamètre d'hélice (")
min max

Profil
☒ 1 ☐ 2 ☐ 3

Masse
☒ 1 ☐ 2

Résolution
☒ Fine ☐ Grossière

Perfo à fournir par l'hélice
P (W)
T (kg.f)

Calc >

Combinaisons optimales moteur + hélice

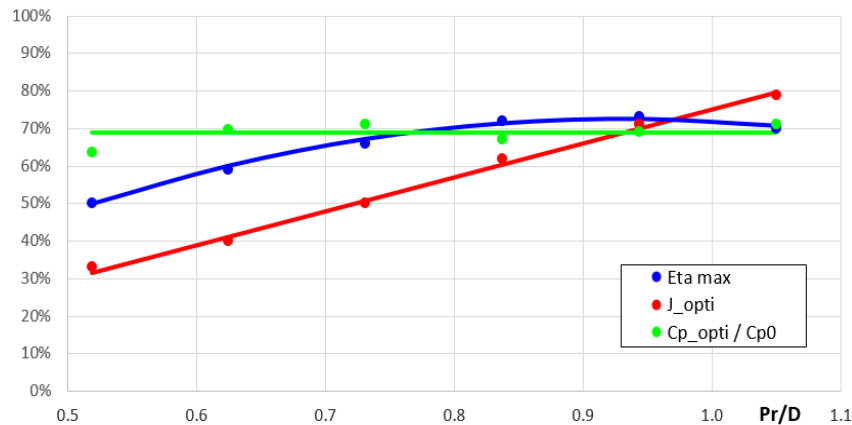
Dia hélice (")	Pas hélice (")	KV moteur	m moteur (g)	N (tr/min)	P arbre (W)	P elec (W)	I (A)	η hélice (%)	η global (%)
6.5	3.3	2733	52	21525	205	303	28.9	60%	41%
7.0	3.5	2416	58	19025	205	303	28.9	60%	41%
7.5	3.8	2154	65	16960	205	303	28.9	60%	41%
8.0	4.0	1934	71	15232	205	303	28.9	60%	41%
8.5	4.3	1748	78	13769	205	303	28.9	60%	41%
9.0	4.5	1590	84	12519	205	303	28.9	60%	41%
9.5	5.2	1388	91	10934	194	288	27.4	63%	43%
10.0	6.0	1224	99	9637	186	276	26.3	66%	45%
10.5	6.8	1087	108	8556	180	267	25.4	68%	46%
11.0	7.7	970	117	7642	175	260	24.8	70%	47%
11.5	9.2	843	129	6636	170	252	24.0	72%	49%
12.0	10.2	760	141	5985	169	251	23.9	73%	49%
12.5	11.3	688	154	5419	170	251	23.9	72%	49%

Il ne reste plus qu'à choisir dans cette liste le GMP répondant le mieux aux critères de sélection, suivant son besoin : masse de moteur minimale, rendement propulsif maximum, diamètre d'hélice cohérent avec le maître-couple du fuselage, etc.

Si vous utilisez un moteur thermique, il suffit de sélectionner la ligne correspondant au régime d'utilisation du moteur pour connaître l'hélice la mieux adaptée au domaine de vol choisi.

Les paramètres d'accu (tension), moteur (qualité et taux de chargement) et réducteur utilisés sont ceux saisis dans l'onglet motorisation et peuvent être ajustés même quand la fenêtre PropMatch est ouverte. La finesse de résolution peut être élargie pour couvrir un plus large panel de combinaison hélices - moteurs, mais avec une moins bonne qualité de résultat.

A noter : pour accélérer la résolution des calculs, PropMatch utilise des corrélations de point de fonctionnement optimal de l'hélice (plutôt que recalculer ses polaires à chaque itération des dimensions) :



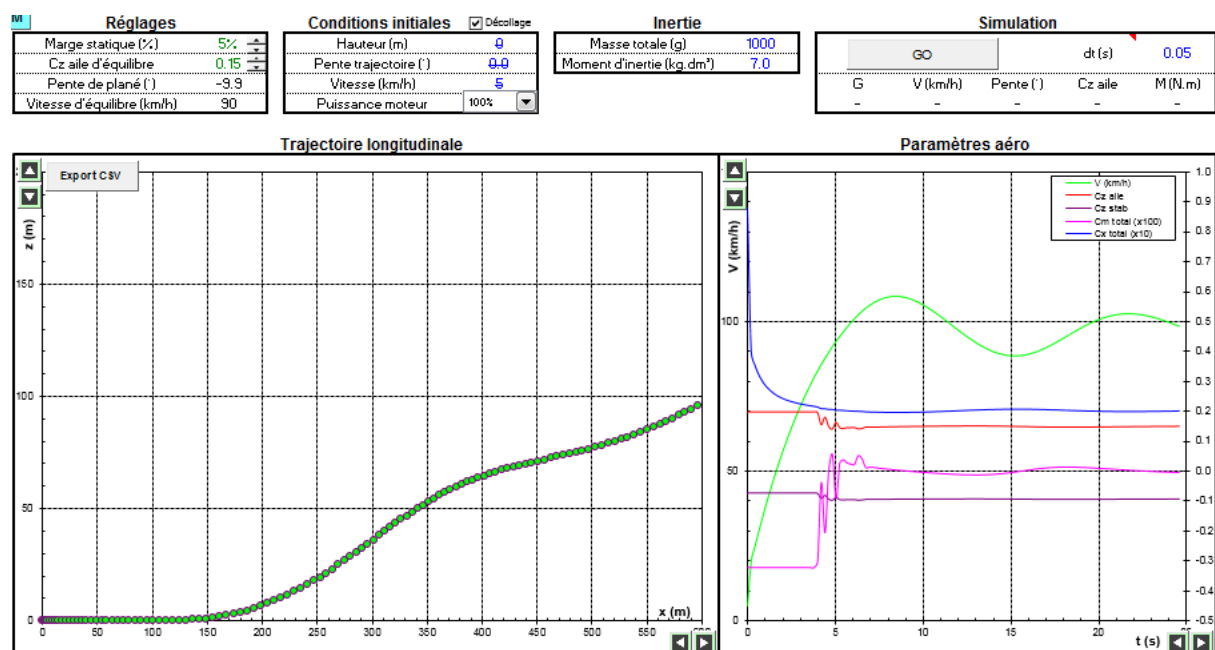
En conséquence :

- suivant la finesse de résolution, un petit écart pourra être constaté entre les résultats donnés par PropMatch et ceux trouvés avec la simulation classique (résolue de manière exacte).
- un GMP optimal pour le torque-roll ne pourra être déterminé qu'à une vitesse non nulle (par exemple : $V_x = 0$ et $V_z = 8$ m/s), correspondant à la phase de remontée.

NOTA

La masse de l'aéronef influence très peu la majorité du vol en palier, notamment la vitesse maximum plein gaz. Seules les basses vitesses et le taux de montée sont pénalisés par une masse élevée.

4.7 Onglet « 5-AnalyseDyn »



Ce module permet de simuler (**avec le profil n° 1 uniquement**) la trajectoire longitudinale en tenant compte des effets inertiels. Il est ainsi possible d'étudier le comportement de l'appareil dans des situations aussi variées que le test du piqué ou le décollage au moteur, et de mettre en évidence les modes longitudinaux courts et longs, comme la phugoïde. Au-delà de l'aspect ludique, cela permet d'affiner en toute connaissance de cause le choix des réglages en fonction de l'usage (appareil de début, de voltige, de vol à voile, etc.) et de la conception du modèle, ou d'avoir un œil critique sur la répartition des masses de l'appareil.

La résolution et le rafraîchissement de l'écran se faisant en pseudo temps réel, un panel d'instruments (accélération normale à la trajectoire, vitesse sur trajectoire, C_z d'aile et moment de tangage) permet de mieux appréhender la physique du vol. D'autre part, la trajectoire est affichée sous la forme d'une succession de points, dont la variation de distance traduit la variation de vitesse de l'avion.

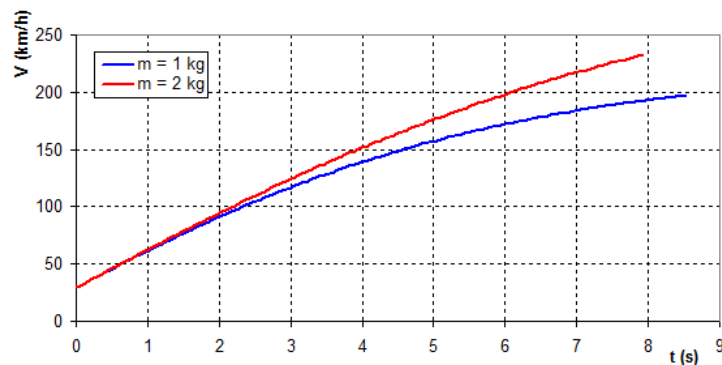
La simulation de trajectoire est complétée par le tracé de l'évolution au cours du temps, des principaux coefficients aérodynamiques, permettant d'identifier les constantes de temps. Par exemple, sur le tracé précédent, la période de la phugoïde est de 13,5 s et celle du mode court est de 0,6 s (les valeurs exactes de chaque point sont affichées par l'application en positionnant le curseur de la souris sur la courbe).

NOTA

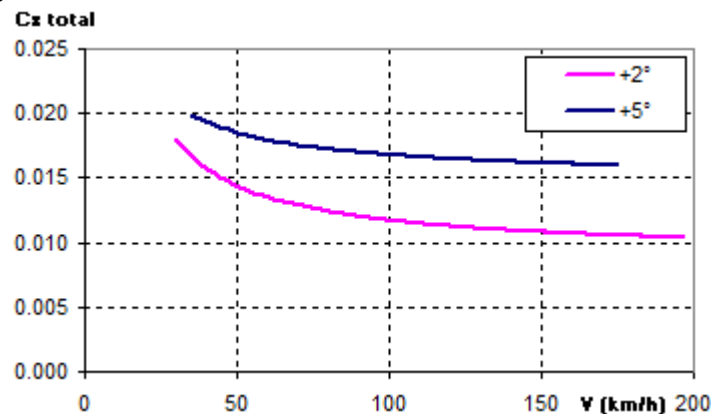
Comme pour les perfos ou la motorisation, les données sont exportables en .csv pour dépouillement.

Quelques exemples d'études d'influence sur la prise de vitesse en piqué vertical d'un planeur :

- Effet de la masse sur l'évolution de la vitesse :



- Effet du calage d'aile sur l'évolution du C_x total en fonction de la vitesse :



La feuille de calcul est complétée, dans sa partie droite, par un outil permettant, à partir de la saisie des masses et positions des différents composants de l'avion, le calcul de la masse totale et du moment d'inertie longitudinale (à utiliser dans l'analyse dynamique). Le plomb de centrage [associé à cette répartition de masses] peut aussi être anticipé.

Estimation masse et inertie longitudinale				
Composant	Masse (g)	Pos. (mm)	Lg (mm)	Iyy (kg.dm ²)
CG	1007	107.0	-	7.0
Plomb de centrage	57	-250	-	0.7
Fuselage	250	160	1070	2.5
Ailes	350	100	200	0.1
Clé d'aile	75	75	-	0.0
Stab	90	650	80	2.7
Servos fuselage	50	-100	-	0.2
Servos aile	50	100	-	0.0
Accu	75	-200	-	0.7
Récepteur	10	-200	-	0.1
				-
				-

NOTA

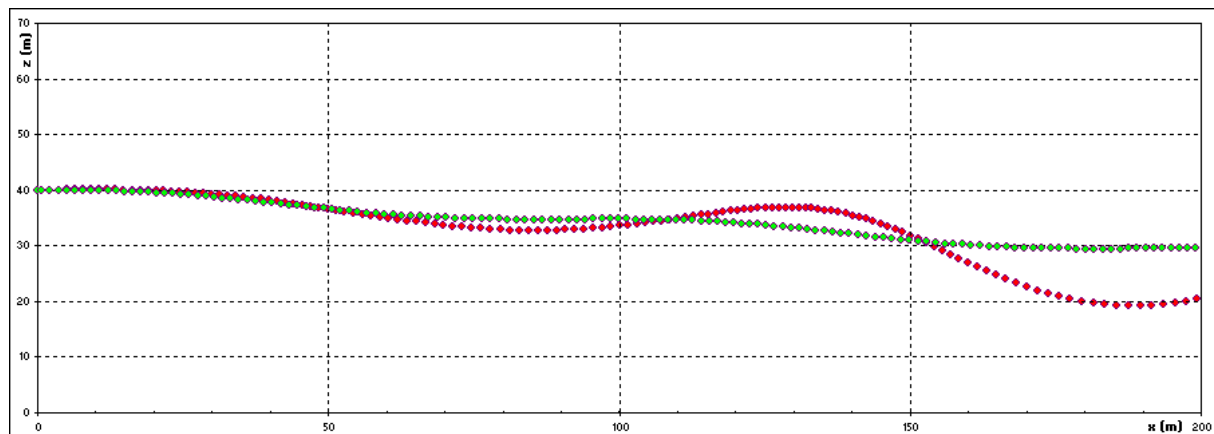
Dans le cas d'éléments non assimilables à un point massique, comme le fuselage ou les ailes, la saisie de la longueur de l'élément permet un calcul plus fin du moment d'inertie. L'élément est alors considéré avec une densité homogène sur la longueur, ce qui est approximatif mais suffisant.

Quelques exemples, sur la base du planeur exemple de PredimRC :

Etude de la stabilité dynamique en fonction de l'inertie (vert : Iyy = 1 kg.dm², rouge : Iyy = 10 kg.dm²)

Réglages : ms = 5%, Czreg = 0.2, moteur = 0%

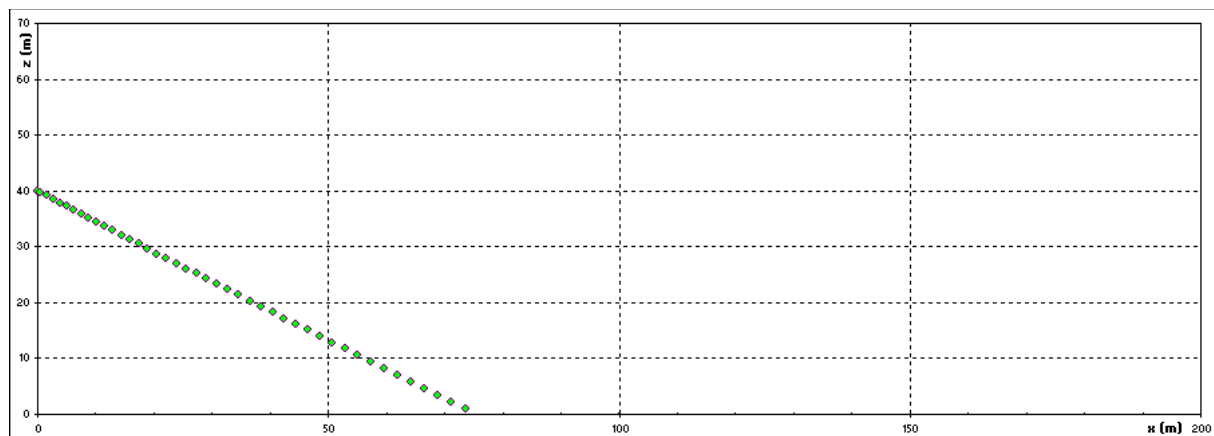
Conditions initiales : hauteur = 40 m, pente = 0°, vitesse = 52 km/h



Test du piqué (centrage neutre)

Réglages : ms = 0%, Czreg = 0.3, moteur = 0%

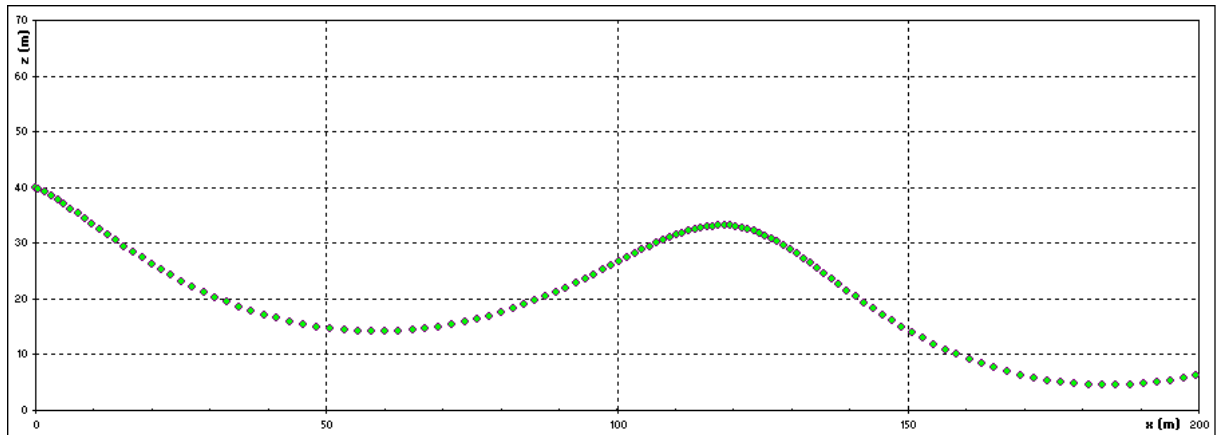
Conditions initiales : hauteur = 40 m, pente = -30°, vitesse = 43 km/h



Test du piqué (centrage très avant)

Réglages : $ms = 10\%$, $Cz_{reg} = 0.15$, moteur = 0%

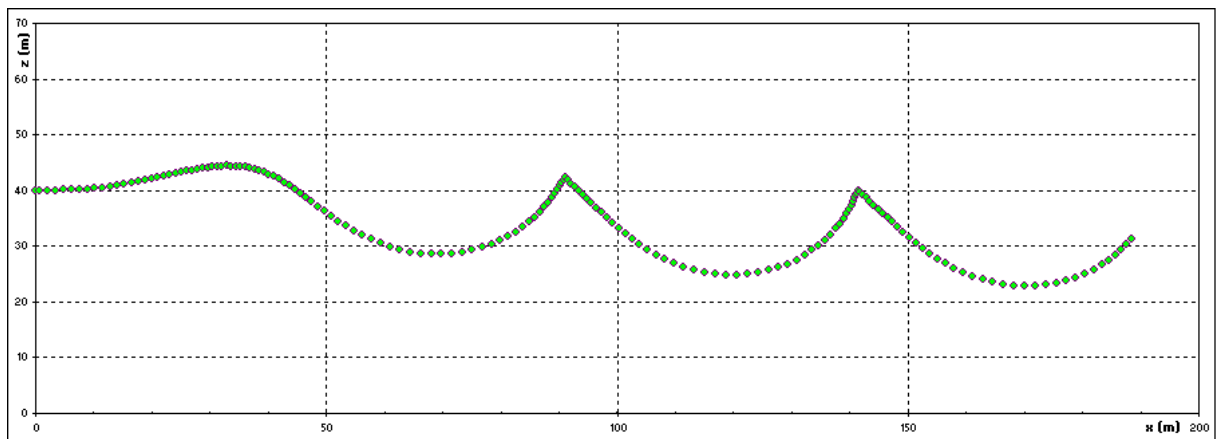
Conditions initiales : hauteur = 40 m, pente = -30° , vitesse = 43 km/h



Relâché de profondeur après prise de badin (initiation des fameuses montagnes russes...)

Réglages : $ms = 3\%$, $Cz_{reg} = 0.3$, moteur = 0%

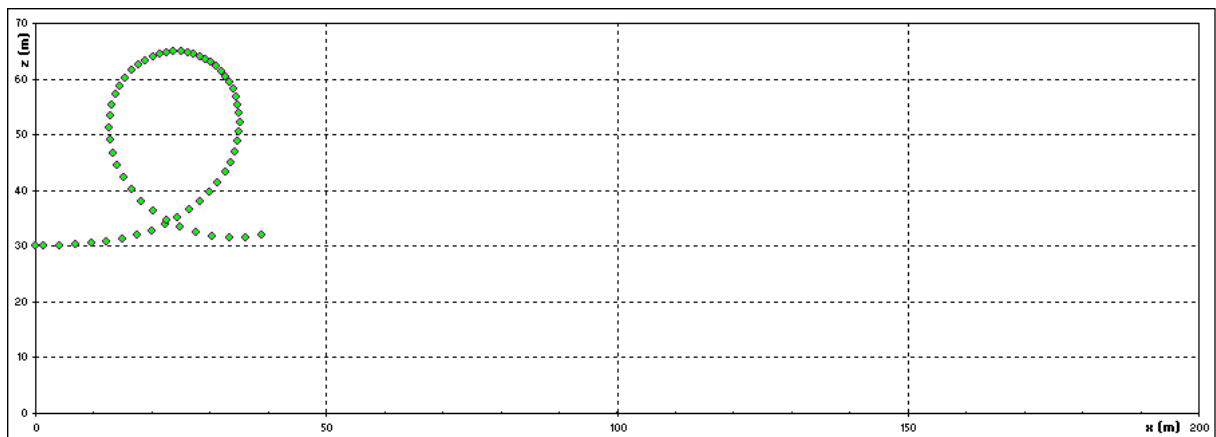
Conditions initiales : hauteur = 40 m, pente = 0° , vitesse = 50 km/h



Boucle

Réglages : $ms = 1\%$, $Cz_{reg} = 0.25$, moteur = 70%

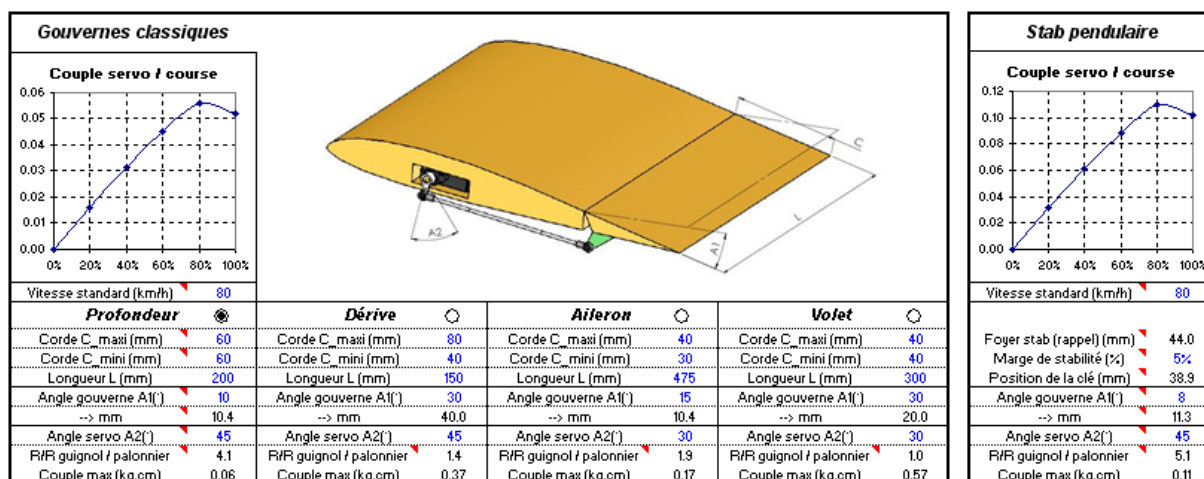
Conditions initiales : hauteur = 30 m, pente = 0° , vitesse = 100 km/h



4.8 Onglet « 6-Servos »

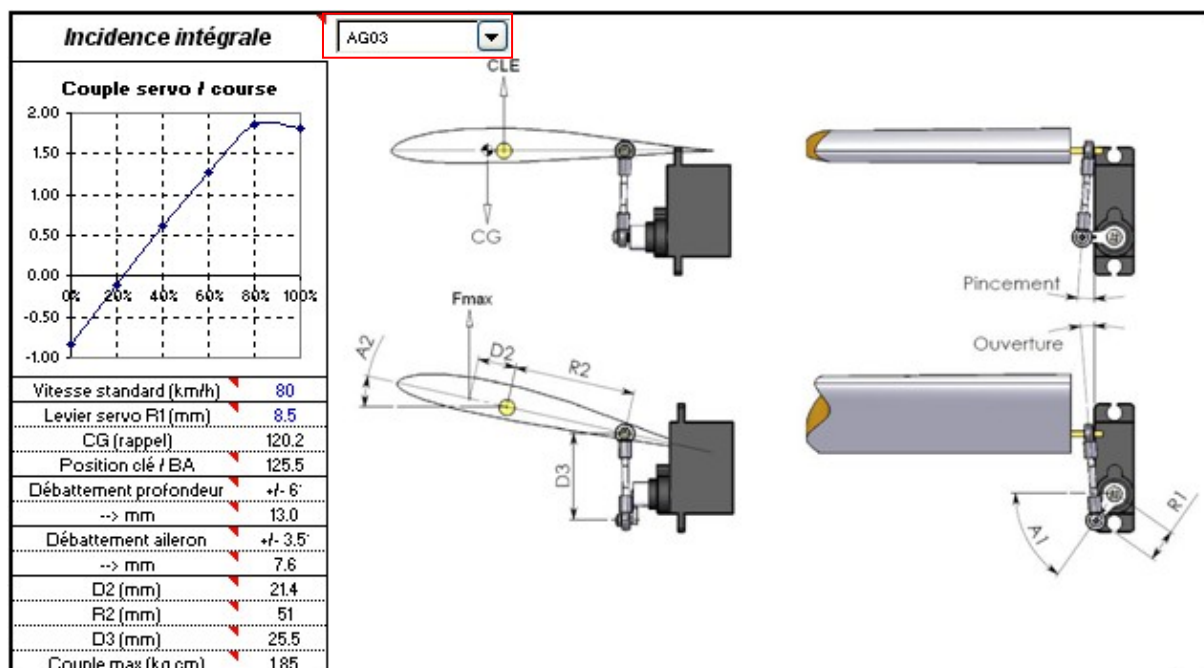
Les données manipulées dans cet onglet sont indépendantes des valeurs de gouvernes utilisées en VLM, mais elles peuvent y être reliées par formules dans les cellules (formules qui seront bien enregistrées avec les données modèles).

L'interface de calcul est la suivante :



Les leviers de palonnier ou de guignol sont englobés dans les débattements servo et gouverne, avec leur ratio indiqué en fonction des débattements souhaités. De même, la position de la clé d'un stab pendulaire est modifiable via la marge de stabilité (par défaut 5%) pour vérifier une installation existante.

Le cas d'un système de pilotage par incidence intégrale a aussi été pris en compte. Les bras de levier sont à respecter au mieux, notamment avec les profils à fort Cm0 (choix dans la liste déroulante).



Pour les trois types de gouverne, un graphique donne la courbe d'évolution du couple en fonction de la course du servo, de 0 jusqu'au débattement maxi (100%), intégrant une cinématique classique (servo et gouverne décrivant un arc de cercle). Dans le cas des gouvernes classique, un ensemble de boutons à cocher permet de choisir pour quelle gouverne le graphique doit s'afficher. A noter que, pour les systèmes à incidence intégrale, la position neutre des gouvernes ne correspond pas forcément à un couple nul sur les servos.

Quelques rappels sur les dimensions :

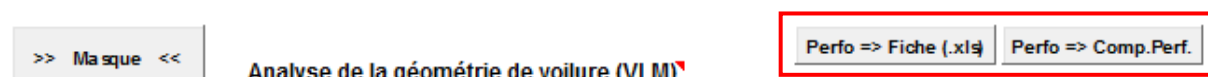
- corde de gouverne : elle dépend du profil pour obtenir le meilleur rapport efficacité/traînée. En règle générale, il s'agit de 25% de la corde du profil, mais cela peut varier de 20 à 30%. Ce choix est sensible sur les planeurs de performance dont les volets et ailerons sont utilisés en volets de courbure, avec souvent un couplage à la profondeur pour améliorer les performances en virage serré. Pour cela, il faut passer par l'interface Xfoil.
- longueur des ailerons non full-span : 60% de l'envergure est une bonne base de départ, avec une extrémité u plus proche du saumon de l'aile.

NOTA

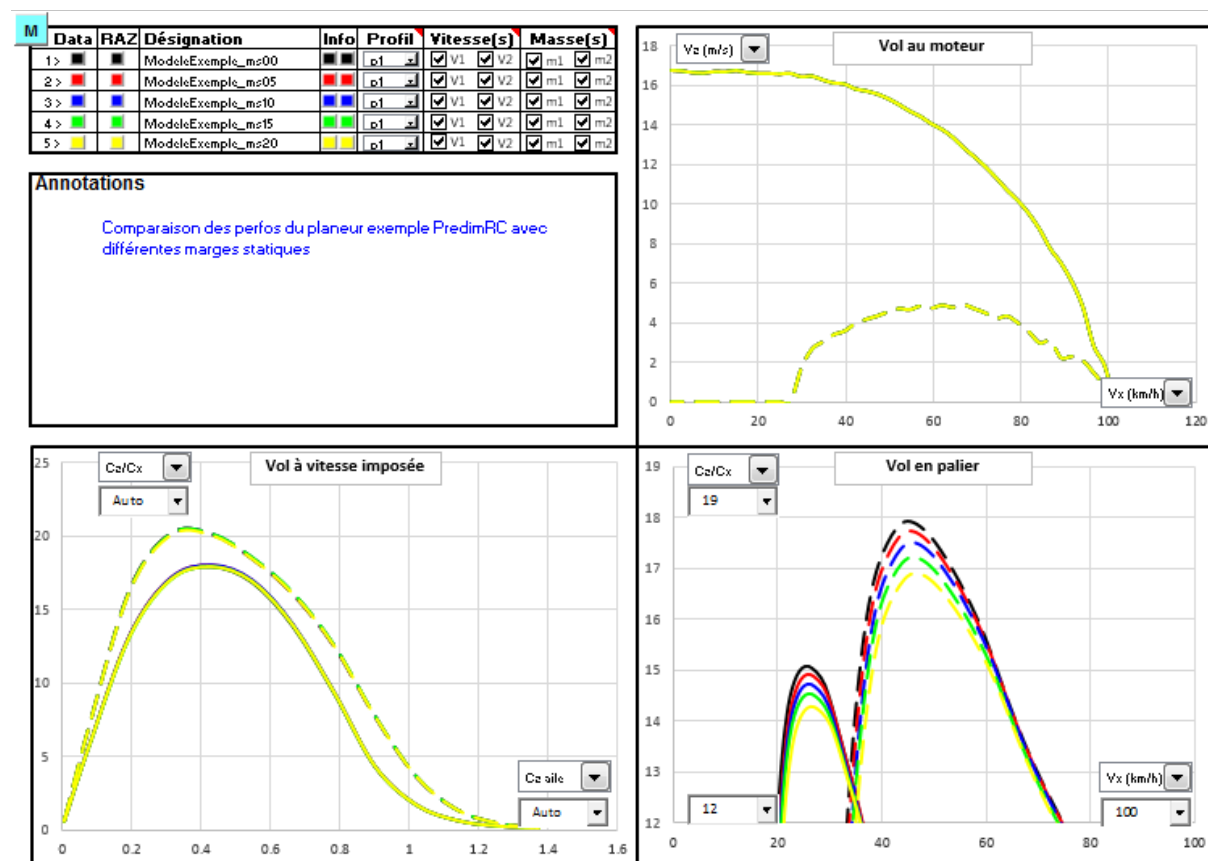
La vitesse saisie pour le calcul du couple doit être réaliste pour ne pas sur-dimensionner inutilement les servos. Elle peut être déduite des polaires de perfos en palier ou au moteur. Pour tenir compte à la fois de la tendance des constructeurs à surévaluer les caractéristiques de leurs servos et des différents efforts parasites (charnières, commandes), on utilisera un coefficient de sécurité de 2, qui pourra être augmenté dans le cas d'applications sévères, comme le vol de pente où les atterrissages sollicitent fortement les pignons.

4.9 Onglet « 7-ComparaisonPerfos »

Les performances calculées par PredimRc peuvent être exportées au format « .xls », ainsi que directement transférée dans cet onglet :



L'onglet 7 (qui est indépendant de la conception en cours) permet de comparer ces performances (jusqu'à 5 : par ex., soit un même modèle décliné avec 5 valeurs d'un paramètre, soit 5 modèles différents, etc.) suivant trois graphiques, avec pour chacun de nombreux paramètres accessibles en ordonnées et abscisses :



5 Principaux calculs

5.1 Règles de nommage

Racines :

$C[i]$ = corde i (i = numéro de la corde, de 0 à 5, 0 étant la corde d'emplanture)

$L[i]$ = longueur du panneau i (entre la corde $i-1$ et la corde i)

$F[i]$ = flèche de la corde i / BA emplanture de l'aile (avec $F[0] = 0$ par définition)

$\alpha C[i]$ = vrillage corde i (négatif = vers le haut)

CM = moyenne des cordes

CMA = corde moyenne aérodynamique

λ = allongement

A = coefficient d'efficacité en portance

S = surface portante

F = foyer (de l'avion si pas de suffixe)

D = distance entre foyer d'un élément (stab, dérive ou fuselage) et foyer aile

POS = position d'un élément par rapport au bord d'attaque emplanture de l'aile (positif vers l'AR pour l'empennage, positif vers l'AV pour le fuselage)

L = longueur (dédié fuselage => L_f)

I = largeur (dédié fuselage => I_f)

h = hauteur (dédié fuselage => h_f)

C_z = coefficient de portance d'une voilure ou d'un profil

C_x = coefficient de traînée d'un élément ou d'un profil

α = incidence d'une voilure ou d'un profil

α_0 = incidence de portance nulle d'un profil

C_{m0} = coefficient de moment à portance nulle d'un profil

ρ (rho) : masse volumique de l'air

Préfixes :

x = position relative en % de la corde moyenne

X = position absolue en distance axiale (unité = mm par défaut)

Z = position absolue en distance verticale (unité = mm par défaut)

Suffixes :

a = aile

s = stab

d = dérive

f = fuselage

sans suffixe = avion complet

Exemples d'utilisation :

Sa = surface des ailes

CMAs = corde moyenne du stab

XFa : position du foyer de l'aile par rapport au bord d'attaque emplanture

xF : position relative du foyer de l'avion sur la corde moyenne de l'aile

5.2 Caractéristiques d'une voilure (aile, stab)

// Caractéristiques de chacun des 5 panneaux (i)

Surface : $S[i] = (C[i-1] + C[i]).L[i] / 2$

Corde moyenne : $CMA[i] = \frac{2}{3} \cdot \frac{C[i-1]^2 + C[i-1].C[i] + C[i]^2}{C[i-1] + C[i]}$

Position foyer / BA emplanture :

$$XF[i] = F[i-1] + \frac{(F[i] - F[i-1])}{3} \cdot \frac{C[i-1] + 2.C[i]}{C[i-1] + C[i]} + 0,25.CMA[i]$$

// Voilure complète

Envergure : $ENV = 2.(L[0] + L[1] + ... + L[5])$

Surface : $S = 2.(S[0] + S[1] + ... + S[5])$

Allongement : $\lambda = \frac{ENV^2}{S}$

Corde moyenne : $CMA = \frac{CMA[0].S[0] + CMA[1].S[1] + ... + CMA[5].S[5]}{S / 2}$

Moyenne des cordes : $CM = \frac{S}{\lambda}$

Position foyer / BA emplanture : $XF = \frac{XF[0].S[0] + XF[1].S[1] + ... + XF[5].S[5]}{S / 2}$

Flèche moyenne à C/2 (°) : $\Lambda_{c/2} = \arctan\left(\frac{XF + CMA / 4 + Cemp / 2}{0,53.ENV / 2}\right)$

Vrillage moyen (°) : $\alpha_{0_{dec}} = \frac{\alpha C[1] / 2.S[1] + \alpha C[2] / 2.S[2] + ... + \alpha C[5] / 2.S[5]}{S / 2}$

5.3 Caractéristiques du fuselage

// Variables de configuration du fuselage

xFf = position du foyer fuselage en % de sa longueur totale

kSf = coefficient de surface projetée en tangage

kSMf = coefficient de surface mouillée

// Surfaces

Surface projetée en tangage : $Sf = kSf.Lf.lf$

Surface mouillée : $SMf = kSf.kSMf.Lf.\frac{\pi}{2}(lf + hf)$

5.4 Centre de gravité (CG)

ms = marge statique de centrage (0 à 10%, à fixer par l'utilisateur)

// Distances horizontales entre foyers

Distance entre foyers stab et aile :

$$XD_s = POS_s - XF_a + XF_s$$

Distance entre foyers dérive et aile :

$$XD_d = POS_d - XF_a + XF_d$$

Distance entre foyers fuselage et aile :

$$XD_f = POS_f - XF_a + xF_f . L_f$$

// Volume de stab

Surface équivalente de stab (V) :

$$S_s' = S_s . \sin^2(\text{ouverture} / 2)$$

Hauteur équivalente de stab (V) :

$$ZD_s' = 0,4 . ZD_s . \sin(\text{ouverture} / 2) . EN V_s / 2$$

Volume de stab :

$$V_s = \frac{XD_s . S_s'}{CMA_a . Sa}$$

// Efficacités de portance

Coefficient d'efficacité de l'aile :

$$A_a = \frac{0,95 . \lambda_a}{\sqrt{\lambda_a^2 / \cos^2(\Lambda_{c/2}) + (2,0,95)^2 + 2,0,95}}$$

Coefficient d'efficacité du stab (hors sillage) :

$$A_s = \frac{0,95 . \lambda_s}{\sqrt{\lambda_s^2 / \cos^2(\Lambda_{c/2}) + (2,0,95)^2 + 2,0,95}}$$

Coefficient d'efficacité relative du fuselage ($V_s > 0,2$) :

$$A_f = 0,2 . A_a . (1 + \frac{CMA_a}{l_f})$$

Coefficient d'efficacité relative du fuselage ($V_s < -0,2$) :

$$A_f = 0,2 . A_s . (1 + \frac{CMA_s}{l_f})$$

Coefficient d'efficacité relative du fus, ($-0,2 \leq V_s \leq 0,2$) :

$$A_f = 0,1$$

Coefficient de sillage (formule simplifiée FA, si $V_s > 0$) :

$$E = \frac{1}{2 + \lambda_a} . (4,5 - \frac{XD_s + 5 . (ZD_s + ZD_s')}{\lambda_a . CMA_a})$$

Coefficient de sillage (formule simplifiée, si $V_s \leq 0$) :

$$E = 0$$

// Positions du foyer global de l'avion et du CG

Position foyer (en % CMA aile) :

$$x^F = 0,25 + \frac{XD_s . S_s . A_s . (1 - E) + XD_f . S_f . A_f}{CMA_a . (S_a . A_a + S_f . A_f + S_s' . A_s . (1 - E))}$$

Position foyer (en mm / BA emplanture aile) :

$$XF = XF_a + (x^F - 0,25) . CMA_a$$

Position CG (en % CMA aile) :

$$x^{CG} = x^F - ms$$

Position CG (en mm / BA emplanture aile) :

$$XCG = XF_a + (x^{CG} - 0,25) . CMA_a$$

5.5 Calages de l'aile et du stabilisateur

β = calage aile / fuselage imposé par l'utilisateur

// Incidence de l'aile au Cza de réglage

Incidence : $\alpha_a = 9,1 . \frac{C_{za}}{A_a} + \alpha_{0a} - \alpha_{0_{dec}}$

// Calage de stab

$$Cz \text{ de stab : } Cz_s = \frac{Sa.CMAa.(Cza.(xCG - 0,25) + Cm0) + (XDf + CMAa.(xCG - 0,25)).Sf.Czf}{Ss'.(XD_s - CMA.(xCG - 0,25))}$$

$$\text{Avec : } Cz_f = 0.11.Af.(\alpha a - \beta)$$

$$\text{Calage de stab : } \alpha_s = 9,1.(E.\frac{Cza}{Aa} + \frac{Czs}{As}) + \alpha_{0s}$$

5.6 Exploitation des données Xfoil

// Pré-traitement des données Xfoil (α , Cz, Cx, Cm)

Suppression des aberrations (« NaN » et rebroussements en Cz)

Complétion des polaires Cx/Cz par extrapolation linéaire jusqu'à Cz = 0 et en Cx_n=k.Cx_{n-1} jusqu'à Cz = 1.5

// Caractéristiques Cm0 et α_0

// Interpolation linéaire des 2 points Xfoil @ Re = 1500 k encadrant Cz = 0 : pt1 (Cz1,Cm1, α_1), pt2 (Cz2,Cm2, α_2)

$$\alpha_0 = \alpha_1 - Cz_1.\frac{\alpha_2 - \alpha_1}{Cz_2 - Cz_1} \quad Cm_0 = Cm_1 - Cz_1.\frac{Cm_2 - Cm_1}{Cz_2 - Cz_1}$$

// Fonction Cx profil = f(Re,Cz)

// Interpolation des 4 points Xfoil encadrant le Cz profil et le Re considérés

// pt1 (Re1,Cz1,Cx1), pt2 (Re1,Cz2,Cx2), pt3 (Re2,Cz3,Cx3), pt4 (Re2,Cz4,Cx4)

// Etape 1 : interpolation linéaire des Cx pour Re1 et Re2

// Si Re < 25k, Re1 = 25k & Re2 = 50k, si Re > 1500k, Re1 = 750k & Re2 = 1500k

$$Cx_{moy1} = Cx_1 + (Cz - Cz_1).\frac{Cx_2 - Cx_1}{Cz_2 - Cz_1} \quad Cx_{moy2} = Cx_3 + (Cz - Cz_3).\frac{Cx_4 - Cx_3}{Cz_4 - Cz_3}$$

// Etape 2 : interpolation des Cxmoy en a+b/Re

$$b = \frac{Cx_{moy2} - Cx_{moy1}}{1/Re_2 - 1/Re_1} \quad a = Cx_{moy2} - \frac{b}{Re_1}$$

$$\text{Si } Re < 1500k : Cxp(Re, Cz_p) = a + \frac{b}{Re} \quad \text{sinon : } Cxp(Re, Cz_p) = Cx_{moy2}.(\frac{1,5.10^6}{Re})^{1/5}$$

// Version simplifiée pour profil d'empennage

$$\text{Dérive : } Cxd = a + b/Re_d$$

$$\text{Stab : } Cxs = (a + b/Re_s).(1 + (Cz - Cz_{opt})^2 + si(|Cz - Cz_{opt}| > Cz_m : 100.(|Cz - Cz_{opt}| - Cz_m)^4))$$

5.7 Polaires avion

χ = angle d'inclinaison des ailes avec l'horizontale

g = 9.81 m/s²

// Masse volumique de l'air en fct. de temp. (T) et alt. (Z)

$$\text{Densité de l'air (approx.) : } \rho \approx 1.293.\frac{273}{273 + T}.\frac{20 - Z}{20 + Z}$$

// Global

Vitesse de vol (imposée) :

$$V_x$$

Vitesse de vol en palier ($F_z = m.g$) :

$$V_x = \sqrt{\frac{2.m.g}{\rho.(S_a.C_{za} + S_s.C_{zs}).\cos(\chi)}}$$

// Aile

Reynolds moyen de l'aile :

$$Re_a = 68.CMa.V_x$$

Cz profil :

$$C_{zpa} = C_{za} / A_a$$

Cx profil aile :

$$C_{xpa} = C_{xp}(Re_a, C_{zpa})$$

Cx induit aile (e = coeff. Oswald VLM) :

$$C_{xia} = \frac{C_{za}^2}{\pi.\lambda_a.e}$$

// Empennage

Cz stab (voir paragraphe « calage stab ») :

$$C_{zs} = f(C_{za})$$

Reynolds moyen empennage (si $S_s' > 0$) :

$$Re_s = 68.CMs.V_x$$

Reynolds moyen dérive (si $S_s' = 0$) :

$$Re_d = Re_a / 2$$

Cx profil (a , b , C_{zopt} et C_{zm} suivant profil) :

$$C_{xd}, C_{xs}$$

Cx induit stab (e = coeff. Oswald VLM) :

$$C_{xis} = \frac{C_{zs}^2}{\pi.\lambda_s.e}$$

// Fuselage

Re fuselage :

$$Re_f = 68.Lf.V_x$$

Cx visqueux fuselage :

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

Cx contournement fuselage :

$$C_{x_{fc}} = 0,05.\frac{l}{h}.kSMf.\left(\frac{C_{za} - 0,11/A_a.(\beta - \alpha_0 a)}{A_a}\right)^2$$

// Avion complet

$$C_{x_{total}} \approx 1,1.(C_{xpa} + C_{xia} + (C_{xs} + C_{xis}).\frac{S_s}{S_a} + C_{xd}.\frac{S_d}{S_a} + (C_{x_{fSm}} + C_{x_{fc}}).\frac{S_{mf}}{S_a})$$

// Perfos

Force de traînée :

$$F_x = \frac{1}{2}.\rho.S_a.C_{x_{total}}.V_x^2$$

Force de portance :

$$F_z = \frac{1}{2}.\rho.(S_a.C_{za} + S_s.C_{zs}).V_x^2$$

Taux de chute en plané :

$$V_z = \sqrt{\frac{2.m.g.C_{x_{total}}^2}{\rho.(S_a.C_{za}^3 + S_s.C_{zs}^3).\cos(\chi)^3}}$$

Finesse en plané :

$$f = \frac{V_x}{V_z}$$

Puissance aéro dissipée :

$$P_w = -m.g.V_z$$

5.8 Motorisation

// Coefficients

Facteur d'avancement :

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

Pas réel (aéro) :

$$Pas_r = 0,85.Pas + 0,2.Dia$$

Facteur d'avancement maximum géométrique : $J_{max} = Pas / Dia$

Coefficient de traction : $C_t = -0,082.(J - J_{max})^3 - 0,25.(J - J_{max})^2 - 0,264.(J - J_{max}) + 0,02$

Coefficient de puissance statique : $C_{p0} = k.(0,197.J_{max}^3 - 0,298.J_{max}^2 + 0,225.J_{max} - 0,02)$

Avec k = 0.8, 1 et 1.3 suivant la largeur de pale

Coefficient de puissance :

$$C_p = \frac{J \cdot C_t}{\eta_{hélice}}$$

// Régimes et traction

Cas de chargement moteur :

$$\frac{N_{stat}}{Kv.U} = 0.85 \text{ ou } 0.75 \text{ ou } 0.65$$

Régime statique (sol) :

$$N_{stat} = \sqrt[3]{\frac{P_{in} \cdot \eta_{mot}}{\rho \cdot C_{p0} \cdot Dia^5}}$$

Régime moteur à la vitesse de traction nulle :

$$N_{T0} = 0,95.Kv.U$$

Vitesse de traction nulle :

$$V_{T0} = Pas_r \cdot N_{T0}$$

Régime moteur, si $V \leq V_{T0}$:

$$N = N_{stat}$$

Régime moteur, si $V > V_{T0}$:

$$N = N_{stat} + (N_{T0} - N_{stat}) \cdot \frac{J_{max}/2 - V/V_{T0}}{J_{max}/2 - 1}$$

Traction (de $V = 0$ à V_{T0}) :

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

// Puissances et rendements

Résistance interne moteur :

$$Ri = \frac{U - N_{stat} / Kv}{I \cdot (1 + 0.07 \cdot N_{stat} / Kv)}$$

Masse moteur :

$$m = k \cdot \left(\frac{31}{(Ri - 0.005) \cdot Kv^{1.4}} \right)^{1/1.6}$$

Consommation à vide moteur :

$$I0 = 8.10^{-6} \cdot m \cdot Kv + 6.10^{-9} \cdot m^{0.66} \cdot Kv \cdot N_{stat}^{1.5}$$

Rendement moteur :

$$\eta_{mot} = \frac{(U - Ri \cdot I)(I - I0)}{U \cdot I}$$

Puissance propulsive :

$$P_{prop} = T \cdot V$$

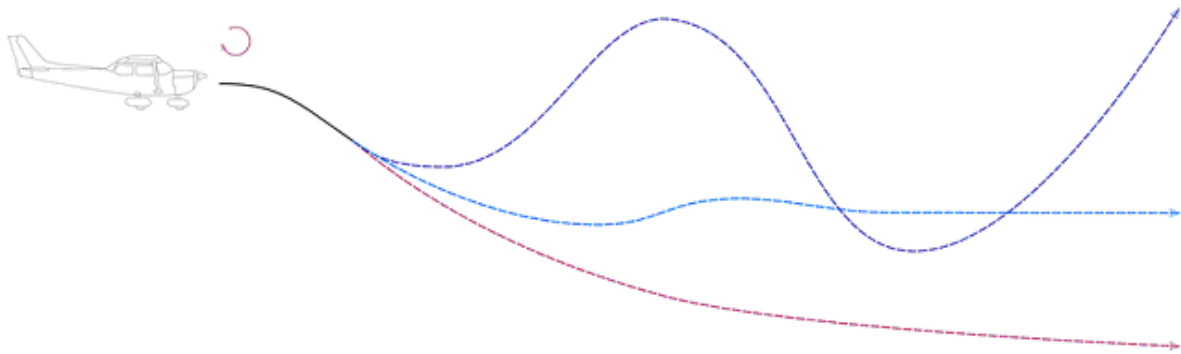
Puissance moteur :

$$P_{mot} = P_{in} \cdot \eta_{mot}$$

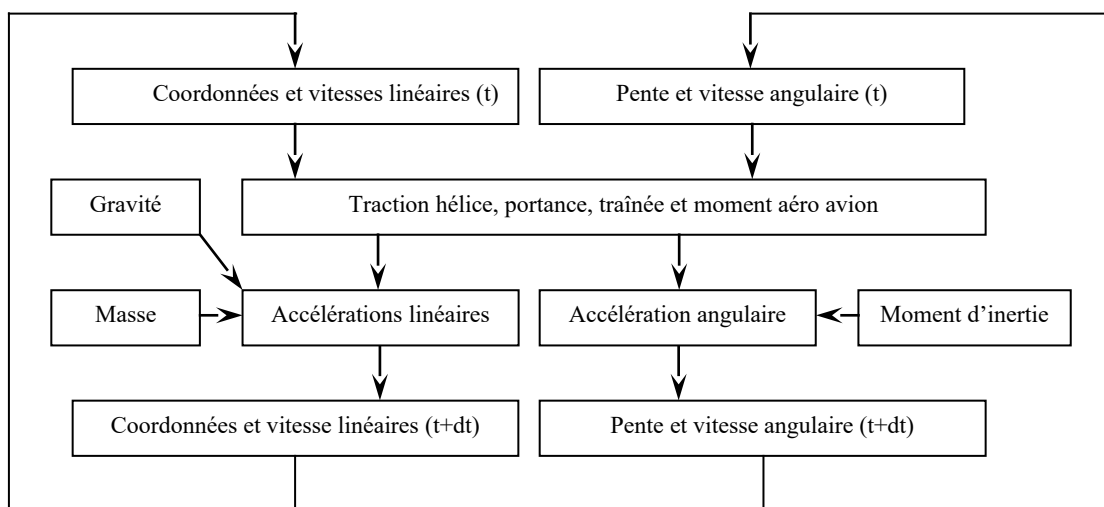
Rendement hélice :

$$\eta_{hélice} = \frac{P_{prop}}{P_{mot}}$$

5.9 Analyse dynamique

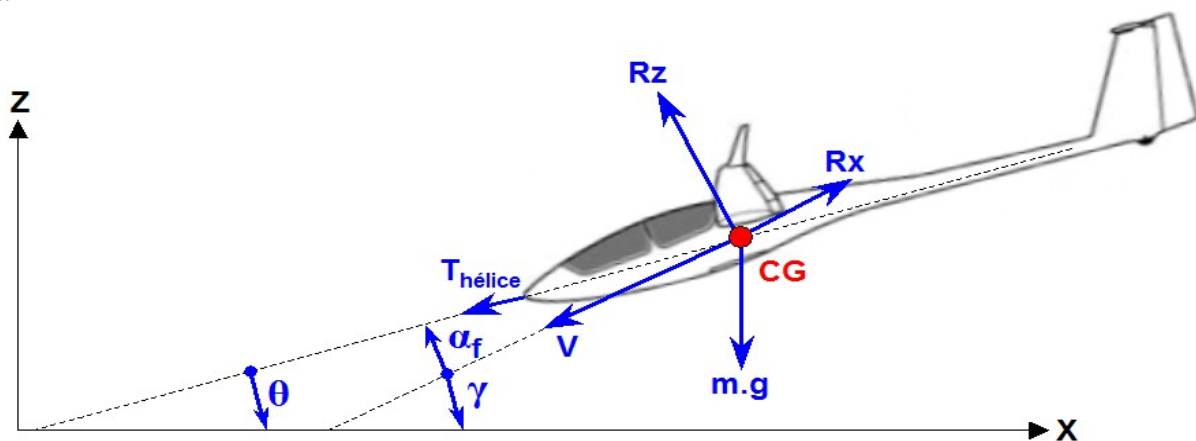


// Principe : coordonnées et vitesses calculées à l'instant $t+dt$ en fonction des conditions en t .



Incrément de temps recommandé : $dt = 0.01$ à 0.05 s.

// Référentiel



Avec : θ = allure visuelle du fuselage, α_f = incidence du fuselage, γ = pente de la trajectoire.

// Vecteur d'état

$$t_0 : \begin{Bmatrix} 0 & V_0 \cdot \cos(\gamma_0) \\ z_0 & 0 \\ \theta_0 & 0 \end{Bmatrix} \quad t : \begin{Bmatrix} x_t & Vx_t = V_t \cdot \cos(\gamma_t) \\ z_t & Vz_t = V_t \cdot \sin(\gamma_t) \\ \theta_t & \dot{\theta}_t \end{Bmatrix}$$

// Incidence du fuselage (t)

$$\alpha_{f_t} = \theta_t - \gamma_t = \theta_t - \arctan\left(\frac{Vz_t}{Vx_t}\right) = \arcsin\left(\frac{Vx_t \cdot \cos \theta_t - Vz_t \cdot \sin \theta_t}{\sqrt{Vx_t^2 + Vz_t^2}}\right)$$

Troisième formule = couverture 360°.

//Coefficients aéro (t)

$$Cza_t = 0,11 \cdot Aa \cdot (\alpha_{f_t} + \alpha_{a_{reg}} - \alpha 0_a - BL_{Fa-CG} \cdot \theta_t^* / V_t)$$

$$Czs_t = 0,11 \cdot As \cdot (\alpha_{f_t} + \alpha_{s_{reg}} - \alpha 0_s - BL_{Fs-CG} \cdot \theta_t^* / V_t - \alpha_{dfl_t})$$

$$Czf_t = 0,11 \cdot Af \cdot (\alpha_{f_t} - BL_{Ff-CG} \cdot \theta_t^* / V_t)$$

$$Cm_t = Cm0_a + \frac{BL_{Fa-CG}}{CMA_a} \cdot Cz_{a_t} + \frac{BL_{Fs-CG}}{CMA_a} \cdot \frac{S_s}{S_a} \cdot Cz_{s_t} + \frac{BL_{Ff-CG}}{CMA_a} \cdot \frac{S_f}{S_a} \cdot Cz_{f_t}$$

$$Cx_t = \sum_k \frac{S_k}{S_a} \cdot Cx_{k_t}$$

Avec : α_{reg} = calages de construction

$BL_{Fx-CG} > 0$ si foyer devant CG, sinon < 0
moment de traînée de stab négligé

//Forces et moment aéro dans le repère avion (t)

$$Rz_t = \frac{1}{2} \rho \cdot V_t^2 \cdot (S_a \cdot Cz_{a_t} + S_s \cdot Cz_{s_t})$$

$$Rx_t = T_{hélice} \cdot \cos(\alpha_t) - \frac{1}{2} \rho \cdot V_t^2 \cdot S_a \cdot Cx_t$$

$$My_t = \frac{1}{2} \rho \cdot V_t^2 \cdot S_a \cdot CMA_a \cdot Cm_t$$

//Projections des forces dans le repère sol (t)

$$Fz_t = Rz_t \cdot \cos(\gamma_t) + Rx_t \cdot \sin(\gamma_t) - m \cdot g$$

$$Fx_t = Rz_t \cdot \sin(\gamma_t) + Rx_t \cdot \cos(\gamma_t)$$

// Nouvelles coordonnées et vitesses (t+dt)

$$Vx_{t+dt} = Vx_t + \frac{Fx_t}{m} \cdot dt \quad Vz_{t+dt} = Vz_t + \frac{Fz_t}{m} \cdot dt \quad \theta_{t+dt}^* = \theta_t^* + \frac{M_t}{I} \cdot dt$$

$$x_{t+dt} = x_t + Vx_t \cdot dt \quad z_{t+dt} = z_t + Vz_t \cdot dt \quad \theta_{t+dt} = \theta_t + \theta_t^* \cdot dt$$