



**[www.geminiaerotools.com](http://www.geminiaerotools.com)**

# **Gemini Aero Designer**

A powerful, reliable and user-friendly planes analysis tool for RC, UAV and ultralight aircrafts

Made for hobbyists and engineers by hobbyists and engineers

## **Manuel utilisateur**

# SOMMAIRE

<b>1</b>	<b>INTRODUCTION .....</b>	<b>4</b>
<b>2</b>	<b>PRÉSENTATION GÉNÉRALE .....</b>	<b>5</b>
2.1	COMPATIBILITE .....	5
2.2	INSTALLATION ET CONTENU DU PACKAGE .....	5
2.3	DONNEES MANIPULEES ET FICHIERS ASSOCIES .....	6
2.4	INTERFACE PRINCIPALE .....	6
2.5	MENU PRINCIPAL .....	7
2.1	FERMETURE DE L'APPLICATION .....	7
2.2	ENREGISTREMENT DE LA LICENCE .....	7
2.3	BOITE A OUTILS .....	7
2.4	OPTIONS GRAPHIQUES .....	8
2.5	ECHELLE DU DESSIN ET POSITIONNEMENT DES VUES .....	9
2.6	MODULES EDITION PROFILS ET POLAIRES DE PROFILS .....	9
2.7	MODULES D'EDITION AVION .....	9
2.8	MODULE ANALYSE PERFORMANCES ET COMPORTEMENT .....	10
2.9	METHODES DE SAISIE DES VALEURS .....	10
2.10	AIDE CONTEXTUELLE .....	10
2.11	OPTIONS DES GRAPHIQUES .....	10
2.12	EDITEUR DE NOTES .....	12
<b>3</b>	<b>QUELQUES DÉFINITIONS .....</b>	<b>14</b>
3.1	GRANDEURS GEOMETRIQUES .....	14
3.2	GRANDEURS AERODYNAMIQUES .....	14
3.3	LINEAIRE VS NON-LINEAIRE .....	15
3.4	ANALYSE SURFACE PORTANTE 1.5D VS VLM .....	16
<b>4</b>	<b>UTILISATION DE GEMINI AERO DESIGNER .....</b>	<b>19</b>
4.1	ATELIER PROFIL .....	19
4.1.1	<i>Gestion des fichiers profils .....</i>	<i>19</i>
4.1.2	<i>Importation d'un profil en arrière-plan .....</i>	<i>20</i>
4.1.3	<i>Format standard des profils et bonnes pratiques .....</i>	<i>20</i>
4.1.4	<i>Modification du nom du profil .....</i>	<i>22</i>
4.1.5	<i>Modification point à point du profil .....</i>	<i>23</i>
4.1.6	<i>Utilisation du zoom pour l'édition graphique .....</i>	<i>23</i>
4.1.7	<i>Modification des caractéristiques géométriques du profil .....</i>	<i>24</i>
4.1.8	<i>Modification globale de la forme du profil .....</i>	<i>25</i>
4.1.9	<i>Annulation de modification(s) .....</i>	<i>25</i>
4.1.10	<i>Génération d'un profil NACA .....</i>	<i>25</i>
4.1.11	<i>Mélange de deux profils .....</i>	<i>26</i>
4.1.12	<i>Création d'un profil par courbe de Bezier .....</i>	<i>27</i>
4.1.13	<i>Miroir horizontal .....</i>	<i>27</i>
4.1.14	<i>Génération de la polaire profil .....</i>	<i>28</i>
4.1.15	<i>Vérification et sauvegarde de la polaire profil .....</i>	<i>28</i>
4.1.16	<i>Analyse de la couche limite .....</i>	<i>29</i>
4.1.17	<i>Affichage de la polaire en 3D .....</i>	<i>30</i>
4.1.18	<i>Sauvegarde de la polaire profil .....</i>	<i>30</i>
4.2	ANALYSE ET COMPARAISON DES POLAIRES PROFIL .....	31
4.2.1	<i>Interface utilisateur .....</i>	<i>31</i>
4.2.2	<i>Gestion des polaires profil .....</i>	<i>31</i>
4.2.3	<i>Gestion des comparaisons .....</i>	<i>32</i>
4.2.4	<i>Enveloppe de vol et Reynolds de référence .....</i>	<i>32</i>
4.2.5	<i>Polaires à Reynolds variables .....</i>	<i>33</i>
4.2.6	<i>Transition laminaire-turbulent .....</i>	<i>34</i>
4.2.7	<i>Identification du Reynolds critique .....</i>	<i>34</i>
4.3	EDITION DE L'AVION .....	35
4.3.1	<i>Interface principale .....</i>	<i>35</i>

4.3.2	Définition des ailes.....	35
4.3.3	Ailes elliptiques .....	36
4.3.4	Maillage VLM.....	37
4.3.5	Distribution des forces et coefficients sur l'envergure .....	37
4.3.6	Winglets .....	40
4.3.7	Optimisation de l'allongement .....	40
4.3.8	Définition de l'empennage horizontal et des dérives .....	42
4.3.9	Définition du fuselage .....	42
4.3.10	Définition du groupe moto-propulseur.....	43
4.3.11	PropMatch .....	46
4.4	ANALYSES PERFO, EQUILIBRE ET STABILITE.....	48
4.4.1	Paramètres de simulation .....	48
4.4.2	Exportation des performances.....	49
4.4.3	Analyse ailes ou stabilisateur isolé.....	49
4.4.4	Analyse avion à vitesse constante .....	49
4.4.5	Analyse avion à portance constante.....	51
4.4.6	Analyse avion au vol au moteur .....	51
4.5	COMPARAISON DES PERFORMANCES AVION .....	53
4.5.1	Interface.....	53
4.5.2	Gestion des performances .....	53
4.5.3	Gestion des comparaisons .....	54
4.5.4	Configuration des axes.....	54
4.5.5	Templates .....	54
4.5.6	Exemples de dépouillement .....	55

## 1 Introduction

Gemini Aero Designer (G.A.D.) est un logiciel d'analyse et de conception de profils, d'ailes et d'aéronefs fonctionnant sur Microsoft Windows et Linux, allant du micro RC à l'ULM, en passant par les drones à ailes fixes. Il s'adresse autant aux aéromodélistes curieux et aux concepteurs de modèles réduits qu'aux professionnels du drone ainsi qu'aux universitaires et écoles d'ingénieurs en aéronautique, sans oublier les constructeurs amateurs d'ULM.

Grâce au rafraîchissement en temps réels des calculs, la grande majorité des configurations d'appareils (avion, planeur, jet, ailes volantes, delta, canard, etc.) peuvent être conçus ou simplement vérifiés avec un maximum d'efficacité et un minimum de temps.

L'architecture modulaire de G.A.D. facilite grandement le partage des différents fichiers (profils, polaires, avion, résultats de soufflerie, etc.) avec d'autres utilisateurs. Cette architecture modulaire permet aussi à G.A.D. d'être facilement maintenu et amélioré au fil du temps. Un [forum](#) est d'ailleurs à votre disposition pour toute suggestion de nouvelle fonctionnalité ainsi que toute remontée de bug.

Quelques points marquants :

- Gestion des voilures multi-trapèzes et elliptiques, multiprofiles, avec dièdres et vrillages, empennages classiques ou en V, ainsi que la plupart des configurations de fuselage
- Analyse simultanée : VLM 3D linéaire et non linéaire couplée avec xFoil + Polhamus étendu 1,5D et analyse d'avion à paramètres fixes ou variables (incidence, vitesse, portance, vol moteur en palier et en montée)
- Actualisation instantanée des dessins, des résultats et des analyses à la modification des données
- Estimation fiable des foyers avec effet du fuselage et correction de Küchemann étendue
- exportation de données en CSV
- Atelier avancé profil : courbes de Bézier & Spline, générateur NACA, modification point par point ou globale, éditeur graphique et texte, etc.
- Génération, visualisation et comparaison des polaires de profils, avec polaires 2D et 3D : Alpha, Cl, Cd, Cm, Cl/Cd et couche limite à n'importe quel Reynolds
- Interpolateur Reynolds non linéaire automatique avec analyse de sensibilité et identification Reynolds critique
- Module avancé de conception et de réglage du format d'image
- Module avancé de simulation de moteur et d'hélice (statique + en vol)
- Bloc-notes intégré comme éditeur pour stocker les commentaires associés à l'avion, aux ailes, aux polaires, etc.

Quelques résultats possibles :

- Conception, modification et soufflage d'un profil
- détermination des réglages (centrages, calages) d'un avion
- orientation des choix de conception (profils, allongement, géométrie d'ailes et de stabilisateur, du volume de stabilisateur, etc.)
- courbes de performances en plané, à vitesse constante et au moteur (palier + ascensionnelle)
- détermination de la motorisation optimale pour un point de fonctionnement souhaité
- dimensionnement des servos (à venir)

Gemini Aero Designer peut être utilisé de deux manières différentes :

- en conception directe, à partir d'une feuille blanche.
- en rétro-conception d'un appareil existant, via des mesures, un plan 3 vues ou simplement une photo en vue de dessus, par exemple pour vérifier les réglages de centrage et de calage.

**Gemini Aero Designer 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 générale

### 2.1 Compatibilité

G.A.D. fonctionne sous Windows, de 7 à 11, en 32 et 64 bits.

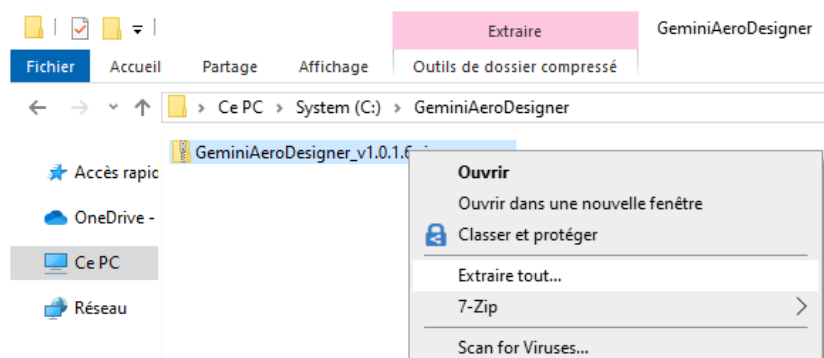
Il est aussi compatible Linux (nécessite WinHQ et WineTricks) et potentiellement MacOS (non testé, nécessite les mêmes outils qu'avec Linux).

Dans tous les cas, le framework .NET 4.5 ou supérieur doit être installé (recommandé : 4.8).

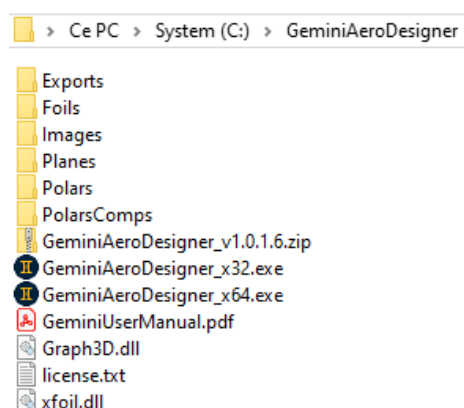
### 2.2 Installation et contenu du package

G.A.D. fonctionne en mode portable, c'est-à-dire sans installation formelle. Il suffit de :

- copier le fichier zip dans le dossier d'installation de G.A.D. de votre choix (sur disque dur ou clé USB), par exemple C:\GeminiAeroDesigner :



- extraire le contenu de l'archive dans ce dossier, via l'outil de Windows ou un outil dédié (7Zip, WinZip, WinRar, etc.) :



- Lancer l'application en double-cliquant sur « GemeniAeroDesigner.exe » (32 ou 64 bits)

NOTA : plusieurs instances de G.A.D. peuvent être lancées simultanément, et chacune pouvant ouvrir le même fichier que les autres (par exemple pour étudier le même profil ou avion simultanément avec différents paramètres).

## 2.3 Données manipulées et fichiers associés

Plusieurs types de fichiers sont manipulés :

- avion : format .xml, dossier \Planes
- profil : format Selig (texte) .dat et fichiers vectoriels (.dxf, .plt, .hpgl, .eps), dossier \Foils
- polaires profils : format .xml, dossier \FoilsPolars
- comparaison polaires : format .xml, dossier \FoilsPolars\Comparisons
- performances avion(s) : format .xml, dossier \PlanesPerfs
- comparaison performances avion(s) : format .xml, dossier \PlanesPerfs\Comparisons
- templates pour perfs. avion : format .xml, dossier \PlanesPerfs\Comparisons\Templates
- export (performances avion ou voilure) : format.csv, dossier \Exports
- images (de fond ou copie d'écran) : format.png ou .jpg, dossier \Images

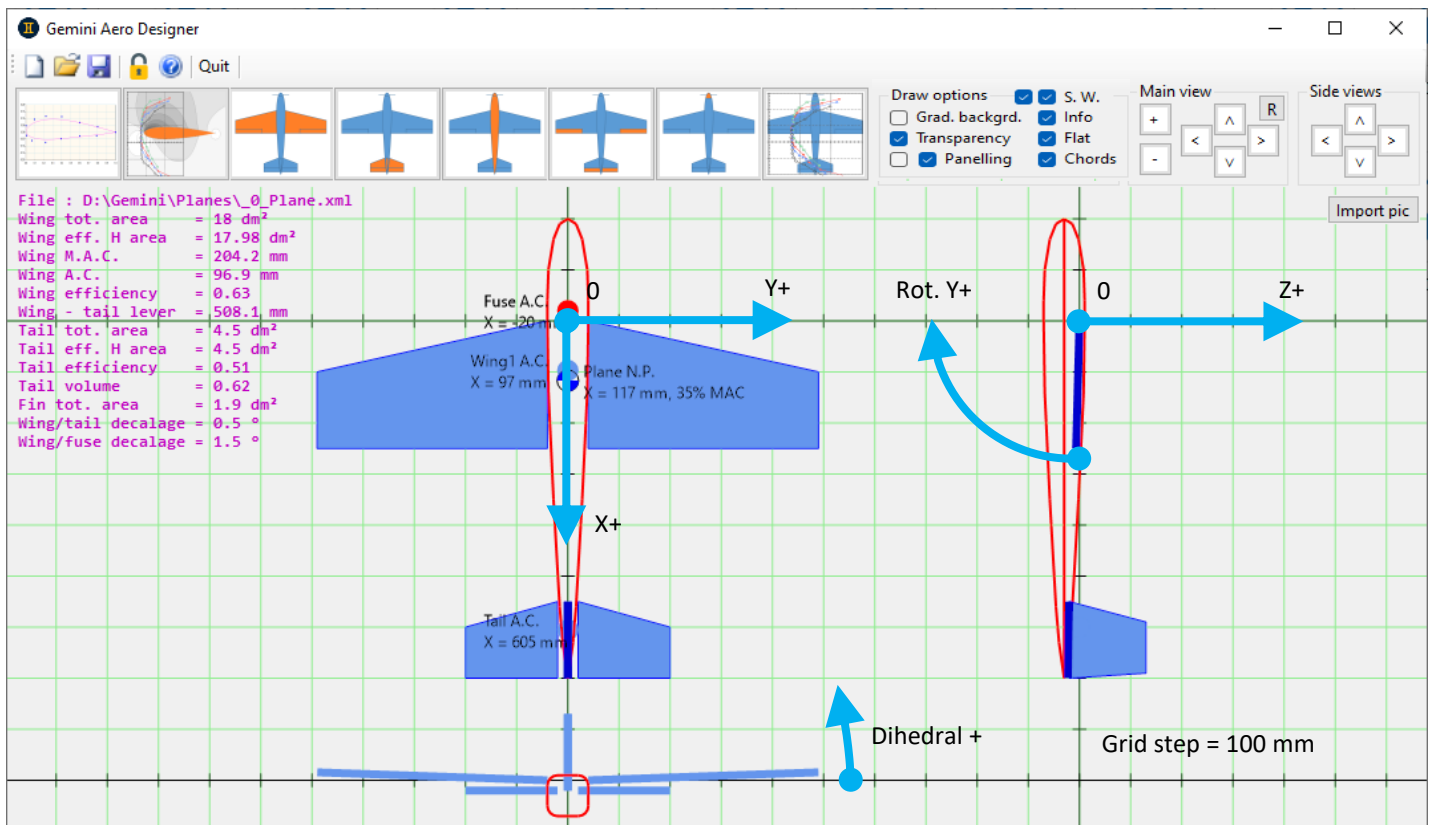
Certains types de fichiers complexes en contiennent d'autres :

- un fichier polaire contient les points de polaire calculés par xFoil, ainsi que le profil .dat ayant servi à les générer et une note.
- un fichier de comparaison de polaires contient plusieurs polaires (dont chacune contient le profil associées) et une note.
- un fichier avion contient, en plus des données de géométrie, des fichiers polaires, une image de fond et une note.

Tous les fichiers sont indépendants les uns des autres, car l'utilisation d'un fichier (par ex. une polaire profil) dans un autre (par ex. dans un avion) duplique le premier dans ce dernier. Via l'interface utilisateur, chaque sous-fichier inclus peut ultérieurement être extrait pour être réutilisé séparément de son fichier conteneur.

Par exemple, il est possible, depuis un fichier avion, d'extraire les polaires profil .xml, puis ensuite les fichiers profil .dat, par ex. en cas de perte des fichiers sources. Cette logique permet de réutiliser dans d'autres projets des fichiers sans avoir besoin de les régénérer au sein du nouveau projet.

## 2.4 Interface principale



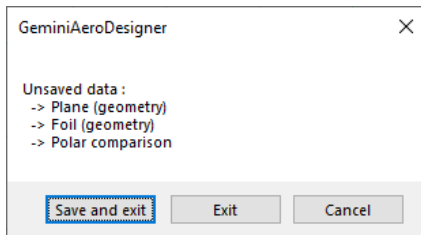
## 2.5 Menu principal



Les boutons relatifs aux fichiers (nouveau, ouvrir, enregistrer) ne concernent que l'avion en cours d'étude, et n'ont pas d'influence sur les autres données manipulées par G.A.D (profils et polaires).

## 2.1 Fermeture de l'application

A la fermeture, G.A.D. indique les données non sauvegardées par typologie :

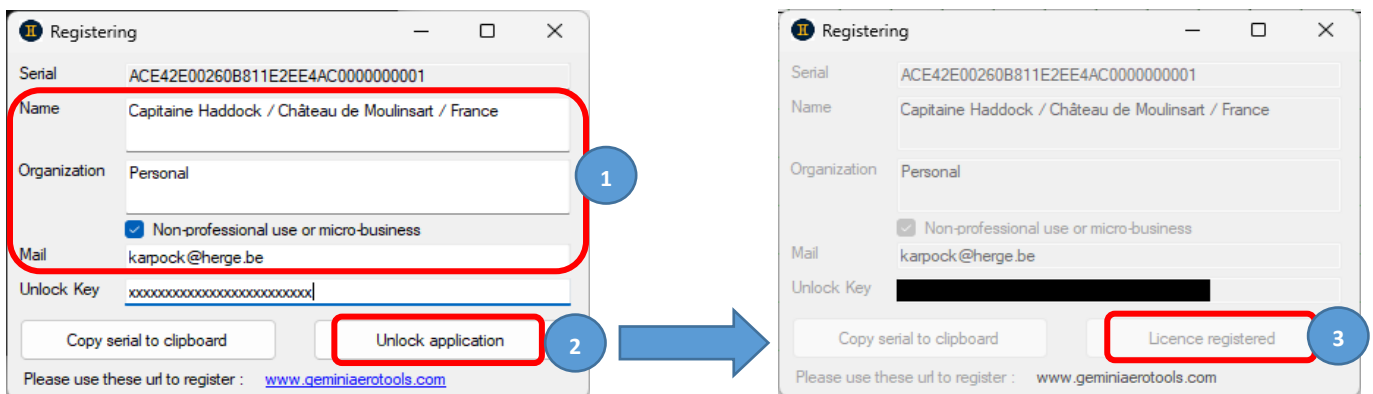


Attention, par défaut « Save and exit » ne sauvegarde que les données avion, pour les données profil et polaires il faut annuler la fermeture et aller dans chaque atelier pour procéder à l'enregistrement des données.

## 2.2 Enregistrement de la licence



Utiliser la fonction copier/coller pour saisir les données de licence depuis le mail. Attention, chacun caractère (minuscule, majuscule, etc.) compte pour que la clé de déverrouillage fonctionne.



## 2.3 Boîte à outils



La boîte à outils permet de configurer l'application (unités et langage) et propose des outils d'aide à l'utilisation G.A.D. :

- création automatique de voilure
- calculateur de Reynolds et de masse volumique
- pour l'avion en cours d'étude : mise à l'échelle, export en image ou en vectoriel .dxf

**Tool Box**

**Application settings**

Forces: ☒ N ☐ daN ☐ kgf

Horizontal speeds: ☒ m/s ☐ km/h ☐ kts

Küchemann corr.: ☒ On ☐ Off

Language: ☒ english ☐ français ☐ deutsch

**Standard Atmosphere calculator**

Temp (°) 15 Altitude (m) 200 Humidity (%) 40 rho (kg/m³) 1.193

**Reynolds calculator**

WingLoad (g/dm²) 22 Chord (mm) 150 CI 0.3 Speed (m/s): 10.8 Re: 113888  
☐ use calc rho Re·√CI: 62379

**Plane functions**

Scale Export to image Export to dxf

**Planform creation wizard**

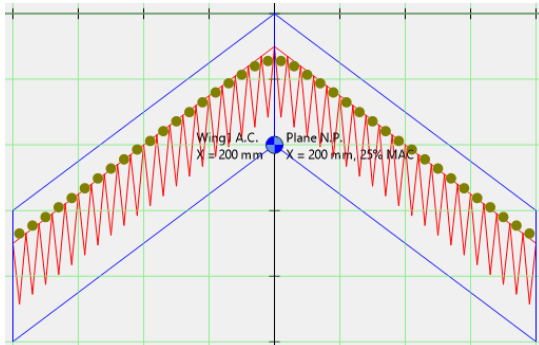
☒ Tapered Tip/Root ratio (%) 66 Sweep 10 % of root chord

☐ Elliptical Sweep (°) 0 @ % chord 75

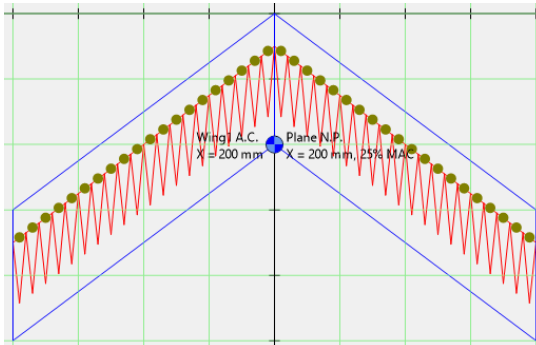
Area (dm²) 20 Aspect Ratio 10 wing  Create

La correction de Küchemann (active par défaut et désactivable au besoin) modifie la position des foyers géométriques locaux utilisés dans le calcul VLM, en fonction du changement de flèche à l'interface entre deux panneaux. Cette correction anticipe la déviation de l'écoulement de l'air au bord d'attaque, et améliore en particulier la précision du calcul du moment des ailes volantes.

Avec correction :



Sans correction :



## 2.4 Options graphiques

**Draw options**

☒ Grad. backgrd. ☒ S. W. ☒ Info

☒ Transparency ☒ Flat

☐ Panelling ☒ Chords

Les options définissent l'apparence graphique des dessins de l'avion :

- fond uni ou avec un gradient de couleur
- surfaces des voilures transparentes ou colorées
- affichage des panneaux VLM
- affichage des cordes intermédiaires
- informations avion en fond de plan

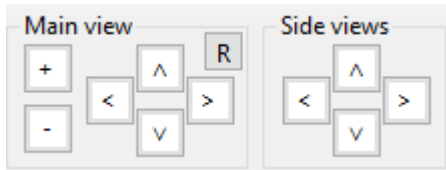


- mise à plat (suppression momentanée du dièdre) des voilures en vue de dessus (très pratique pour une rétro-conception sur plan 3 vues)

Les boutons S.W. (« Save Windows ») permet de :

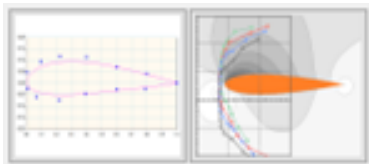
- mémoriser les fenêtres encore ouvertes lors de la fermeture de l'application, pour les restaurer à son redémarrage
- mémoriser les dimensions et position des fenêtres, pour les restaurer à leur réouverture

## 2.5 Echelle du dessin et positionnement des vues



Les flèches positionnent les vues sur la grille (au pas de 100 mm), tandis que les boutons « + » et « - » règlent l'échelle du dessin. Le bouton « R » restaure les valeurs par défaut.

## 2.6 Modules édition profils et polaires de profils



Le module de conception des profils permet d'ouvrir un profil existant ou d'en créer un nouveau, complètement de zéro ou à partir d'une image importée, puis de le modifier (point par point ou globalement), etc., et enfin de générer sa polaire. A noter que la génération de polaire couvre automatiquement une enveloppe de vol allant du micro RC à l'ULM grandeur, avec un contrôle automatique de la qualité du résultat.

Le module de comparaison de polaires permet de visualiser une ou plusieurs polaires, aux Reynolds de soufflage ainsi qu'à n'importe quel Reynolds grâce à l'interpolateur non-linéaire  $C_m/C_l/C_d/\alpha$ . Entre autres choses, on peut aussi identifier le Reynolds critique, faire une étude d'allongement pour le profil étudié, etc.

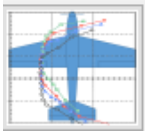
A noter que ces deux modules sont indépendants des autres modules de l'application (qui sont liés à l'avion), ils ont leur propres fonctions d'ouverture et d'enregistrement de fichiers.

## 2.7 Modules d'édition avion



Les icônes parlent d'elles-mêmes... Chacune ouvre un écran dédié à l'objet manipulé (ailes, empennage, fuselage, gouvernes, motorisation, voir détail ci-après), sachant que plusieurs écrans ouverts en même temps communiquent entre eux (par ex, le volume de stabilisateur est recalculé dans l'écran de l'empennage quand on modifie les ailes).

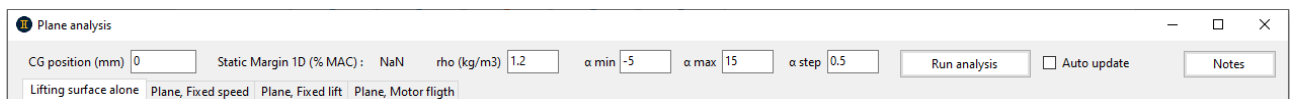
## 2.8 Module analyse performances et comportement



Ce module permet de générer les polaires de l'avion et de ses composants :

- des ailes ailes et du stabilisateur, à vitesse imposée
- de l'avion à vitesse imposée
- de l'avion à portance imposée (plané, vol en palier)
- de l'avion au vol au moteur (palier, montée)

C'est ici que sont saisis le Centre de Gravité, les vitesses de vol et les masses :



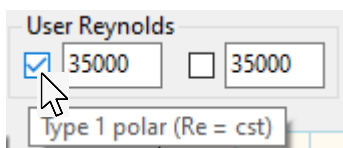
## 2.9 Méthodes de saisie des valeurs

Deux méthodes :

- au clavier, avec deux modes d'entrée dans la cellule :
  - o avec la touche tabulation depuis la cellule voisine, auquel cas le contenu est automatiquement présélectionné
  - o en cliquant directement à la souris pour sélectionner la valeur à modifier
- avec la roulette de la souris (appuyer sur la touche « ctrl » pour augmenter le pas d'un facteur 10), en positionnant le curseur de la souris sur la cellule à modifier (inutile de sélectionner le contenu)

## 2.10 Aide contextuelle

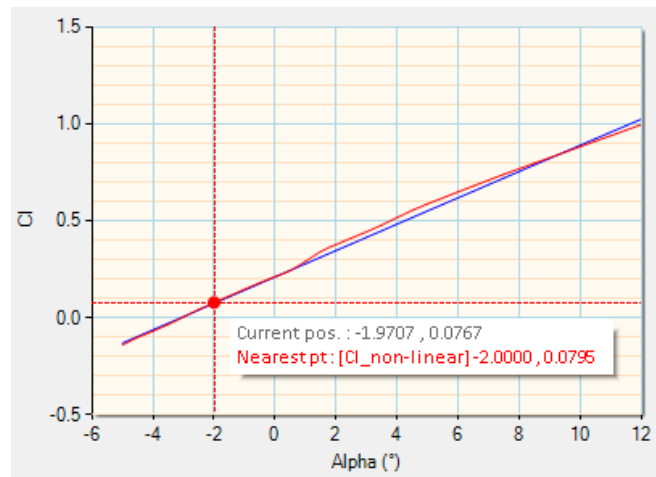
De nombreuses cellules, cases à cocher et textes sont assortis d'un commentaire d'aide, qui s'affiche quand le curseur de la souris reste environ une seconde au-dessus de la zone concernée :



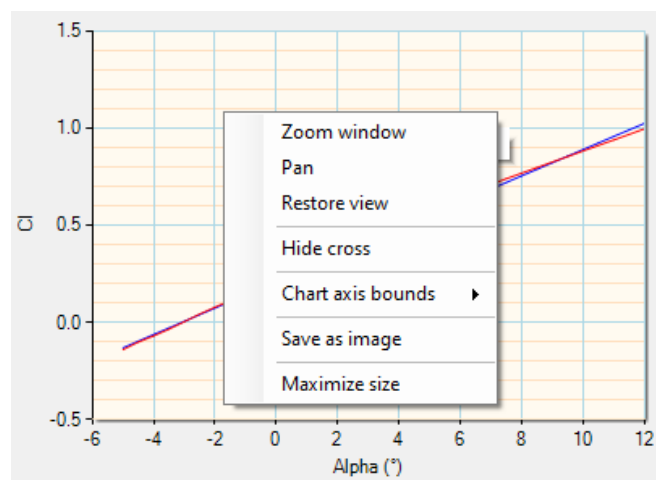
## 2.11 Options des graphiques

Par défaut le curseur est une croix de mesure, qui indique en texte ses coordonnées courantes.

Passer le curseur sur les courbes donne en plus le point le plus proche (mis en surbrillance sur la courbe) et le nom de la courbe associée :

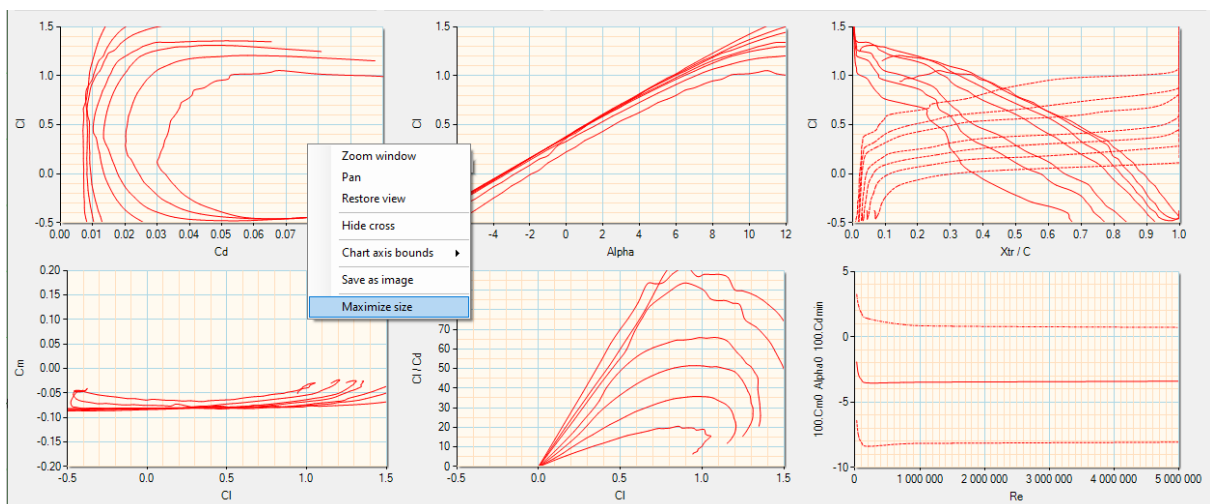


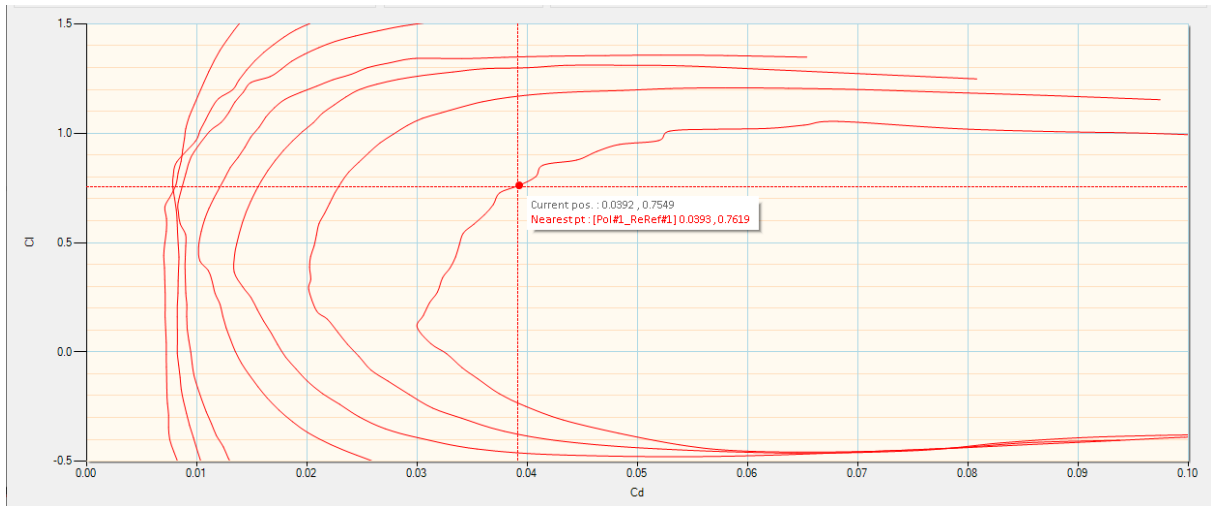
Un clic droit sur un graphique ouvre un menu popup :



La fonction « Chart axis bounds » permet de changer manuellement les échelles du graphiques suivant chaque axe, avec pour chacun les mini, maxi et pas.

La fonction « Maximize size » agrandit le graphique à la taille de l'écran, ce qui est très pratique pour une présentation sur rétroprojecteur ou chercher des détails lors d'une étude.





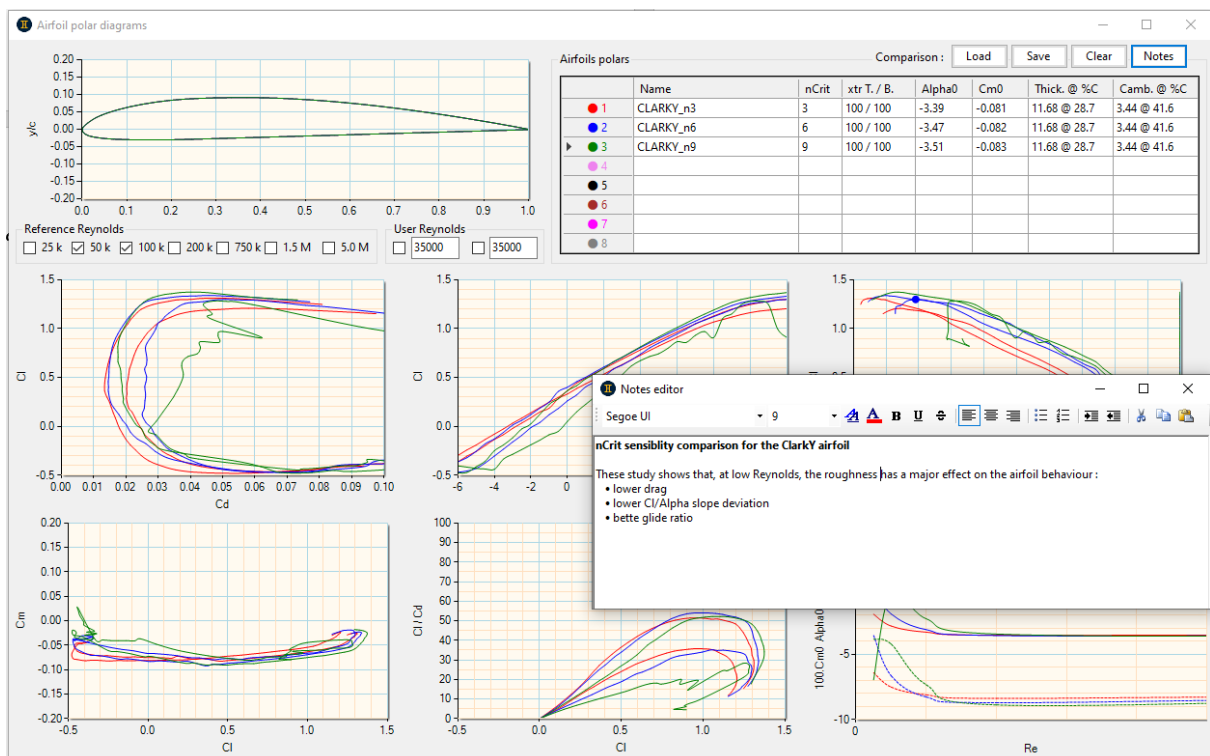
Pour revenir à l'affichage normal, on ré-ouvre le menu popup et on clique sur « Return to normal size ».

## 2.12 Editeur de notes

Chaque objet complexe manipulé par Gemini (polaires, comparaison de polaires, avion) comporte une « note », qui permet de stocker des informations texte : par exemple des explications du travail en cours, ou un pense-bête.


L'accès à la note, qui ouvre un éditeur de type NotePad, se fait depuis la fenêtre gérant les objets manipulés. Dans le cas de l'avion, qui utilise plusieurs fenêtres, la note s'accède depuis l'analyse des performances.

Exemple de note, ici relative à une comparaison de polaires profil :



Notes editor

Segoe UI9



### nCrit sensibility comparison for the ClarkY airfoil

These study shows that, at low Reynolds, the roughness has a major effect on the airfoil behaviour :

- lower drag
- lower  $C_l/\alpha$  slope deviation
- better glide ratio

### 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 stabilisateur, cet angle est positif quand le bord d'attaque se trouve plus haut que le bord de fuite, et inversement. Ne pas confondre avec l'incidence (angle of attack en anglais).

**Volume de stabilisateur :** valeur adimensionnelle qui reflète la capacité du stabilisateur à équilibrer l'aile dans les différentes configurations de vol. Le volume de stabilisateur 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 d'ailes est important.

**Allongement (AR) :** caractérise l'importance de l'envergure devant les cordes (d'ailes ou de stabilisateur) 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 (en théorie des profils minces).

**Foyer de l'avion :** point de stabilité neutre, où s'équilibrent les variations des moments (même définition que ci-avant) des forces de portance (aile, stabilisateur et fuselage) lors d'une variation d'incidence (voulue, après une action à la profondeur, ou subie à cause d'une turbulence). En linéaire, le foyer ne dépend que de la géométrie de l'avion, pas de ses profils.

**Marge statique :** pourcentage qui indique le degré de stabilité d'un avion, 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 vol est divergent, la moindre perturbation de la trajectoire (action à la profondeur ou mouvement d'air) est amplifiée.
- marge statique nulle : l'avion est neutre.
- marge statique positive : l'avion 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 appareil 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 ( $\alpha$ ) :** 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.

**Cd :** coefficient de traînée, d'un profil, d'une aile ou d'un avion, caractérisant la résistance à l'avancement.

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

**Cm :** coefficient de moment, d'un profil ou d'une aile. Le Cm 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.

**CmCG** : coefficient de moment d'une voilure et de l'avion relativement au centre de gravité de ce dernier.

**$\alpha_0$  et  $C_{m0}$**  : angle d'incidence du profil et coefficient de moment à portance (CI) nulle, utilisés par les calculs de calage et de performances.

**Portance et traînée** : 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 ( $C_{di}$ )** : traînée liée à l'allongement de l'aile ou du stabilisateur. Nulle pour  $CI = 0$ , 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.

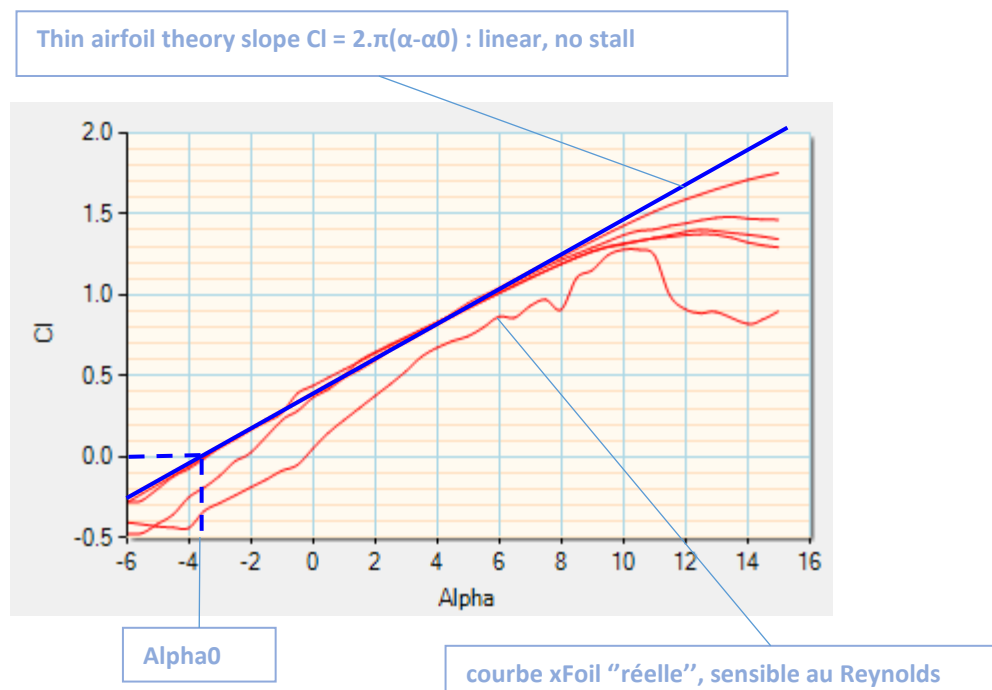
**Polaire(s)** : courbe(s) caractéristique(s) des performances ou du comportement d'un profil, d'une aile ou d'un avion. Les polaires les plus classiques sont :

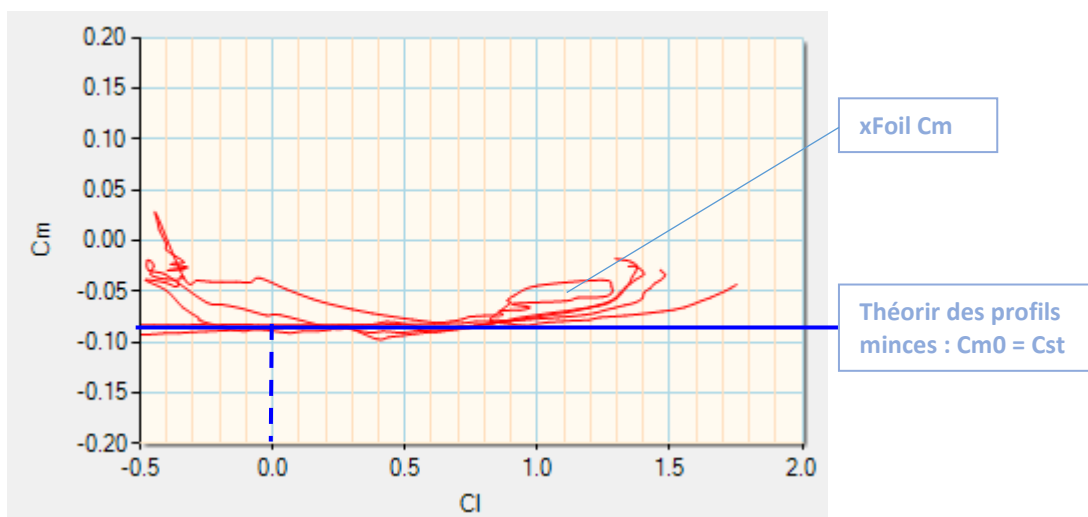
- Polaires profils :  $CI$  en fonction de  $C_d$ ,  $CI$  en fonction de  $\alpha$ ,  $C_m$  en fonction de  $CI$ . On trace généralement ces polaires pour différents  $Re$ .
- Polaires avion : taux de chute en fonction de la vitesse de vol, finesse en fonction de la vitesse de vol. On trace généralement 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 stabilisateur.

### 3.3 Linéaire vs non-linéaire





La théorie linéaire [des profils minces] est une simplification de la réalité, qui considère que la relation entre portance et incidence est indépendante du profil (à son  $\alpha_0$  près) et que le moment est constant. Cette théorie est fiable et prédictive dans la majorité des cas, sauf aux abords du décrochage et quand le profil est mal adapté aux Reynolds de vols (= utilisé en dessous de son  $Re$  critique).

A contrario, l'approche non-linéaire est plus représentative de la réalité, mais est très sensible aux effets de Reynolds, suivant en particulier les conditions de modélisation ( $n_{crit}$ , turbulateur). Attention donc de les choisir soigneusement en fonction de l'enveloppe de vol et du design de l'avion étudié.

G.A.D. utilise ces deux approches simultanément, via le solveur de surface portante 1.5D + VLM 3D couplé à l'interpolateur xFoil non-linéaire, dont les données sont partiellement réduites via la théorie des profils minces pour le cas linéaire.

Concernant le  $n_{crit}$ , qui est utilisé pour représenter le niveau de turbulence moyen de la couche d'air autour du profil, quelques valeurs classiques : 9 pour une aile moulée, 6 pour une aile coffrée, 3 pour une aile en structure.

NOTA : dans G.A.D., les courbes sont généralement annotées avec le suffixe  $_D$  (1.5D),  $_L$  (linéaire) ou  $_N$  (non-linéaire).

### 3.4 Analyse surface portante 1.5D vs VLM

Dans la terminologie scientifique, « 1D » indique que le résultat (ici : traînée, portance, etc.) est obtenu par une méthode analytique via des corrélations utilisant des grandeurs globales représentant le système étudié. Dans le cas présent, une voilure (aile, stabilisateur, dérive) est réduite à sa surface, son allongement et sa corde moyenne, et ses performances sont étudiées à partir de ces éléments.

G.A.D. utilise le terme « 1.5D » pour indiquer qu'il intègre d'autres dimensions, qui sont les flèches, les vrillages, les dièdres mais aussi les  $\alpha_0$  et  $C_{m0}$  profils, pondérés par la surface de chaque panneau pour être ramenés à l'aile complète. De plus, au lieu d'utiliser l'efficacité de portance classique de Prandtl ( $A = AR/(AR+2)$ ), G.A.D. utilise la corrélation d'Helmbold-Polhamus, beaucoup plus proche de la réalité en particulier pour les ailes à faible allongement. Cette approche donne des résultats très robustes et instantanés, qui sont utilisés en entrée du solveur VLM pour lui permettre de converger beaucoup plus rapidement qu'avec une approche numérique itérative classique.

Le solveur VLM est du type full 3D, c'est-à-dire qu'il prend en compte les angles induits par les vrillages et dièdres, y compris dans le calcul de la traînée induite. Ce solveur fonctionne simultanément en linéaire et non-linéaire (cf. ci-avant), avec un couplage xFoil via l'interpolateur non-linéaire, et offre une rapidité de résolution sur toute l'enveloppe de vol permettant de rafraîchir les



analyses quasiment en temps réel lors de la modification de la géométrie de l'avion.

A noter aussi que la traînée induite est calculée par intégration le long de l'envergure de la projection de la portance locale par l'angle induit local (au lieu d'utiliser la simple projection de la portance globale), ce qui permet par exemple de calculer correctement cette traînée dans le cas d'une aile fortement vrillée à portance nulle (dont la portance locale au saumon n'est pas nulle...).

Le fonctionnement double du solveur offre aussi des possibilités d'analyse inédites, comme l'indentification des zones d'amorçage du décrochage ainsi que l'étude des moments en non-linéaire pour l'équilibre et la stabilité longitudinale.

Dans le cas général (= profil bien adapté au domaine de vol) et en dehors du décrochage, les résultats 1.5D et VLM 3D se superposent très bien, et qui permet au passage de démontrer la robustesse de ces deux approches complètement différentes.

Exemple de validation avec le NACA TN1351 :

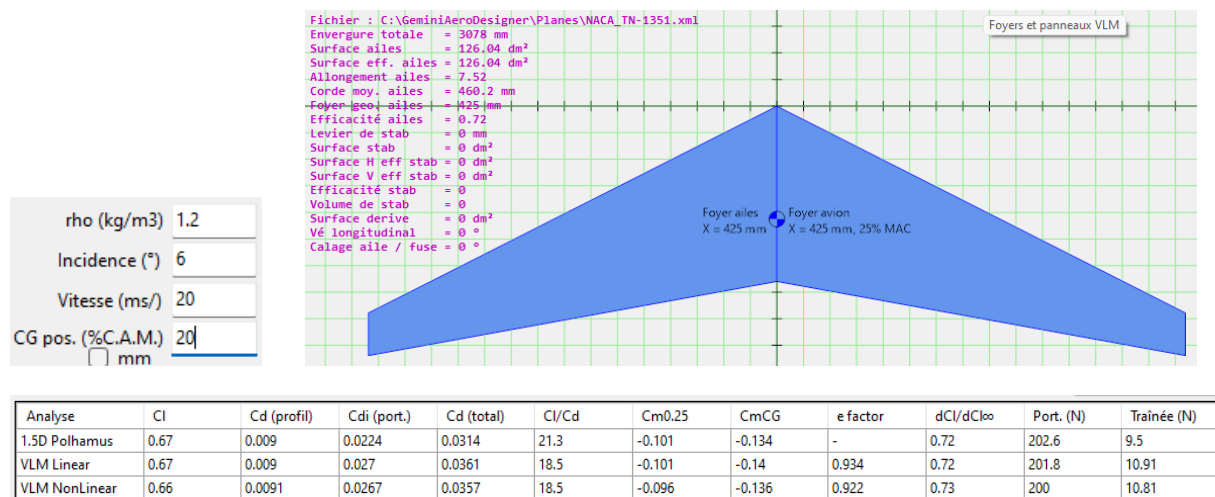
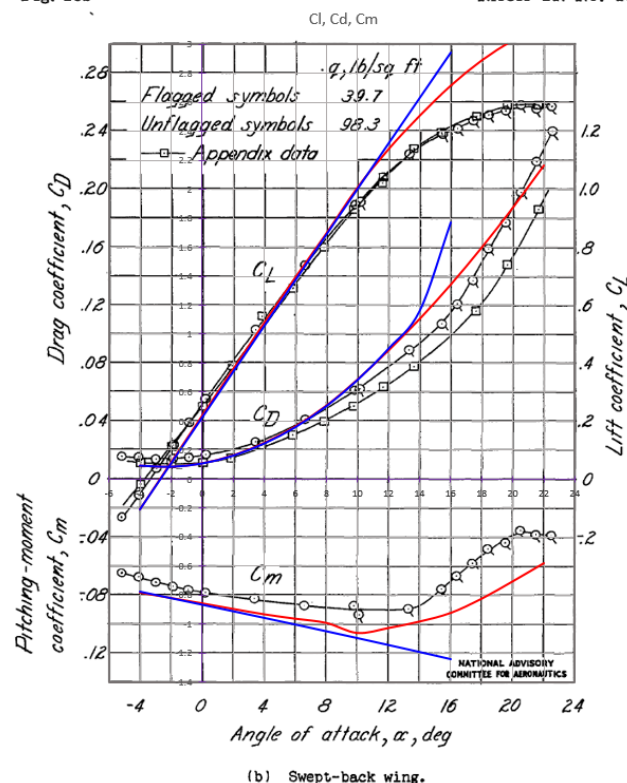


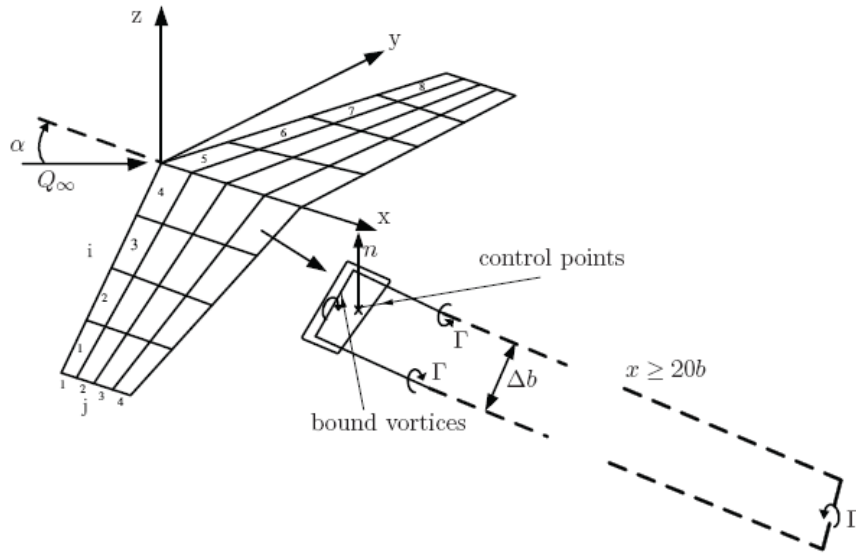
Fig. 13b

NACA TN No. 1351



A noter que les écarts à forte incidence s'expliquent par l'effet de paroi à l'emplanture, les essais menés par la NACA ayant été réalisés sur une aile seule accrochée à l'emplanture, et non sur deux ailes.

NOTA : le principe d'un solveur VLM consiste à découper la voilure en plusieurs petits éléments finis, chacun assorti d'un vortex et d'un point de contrôle :



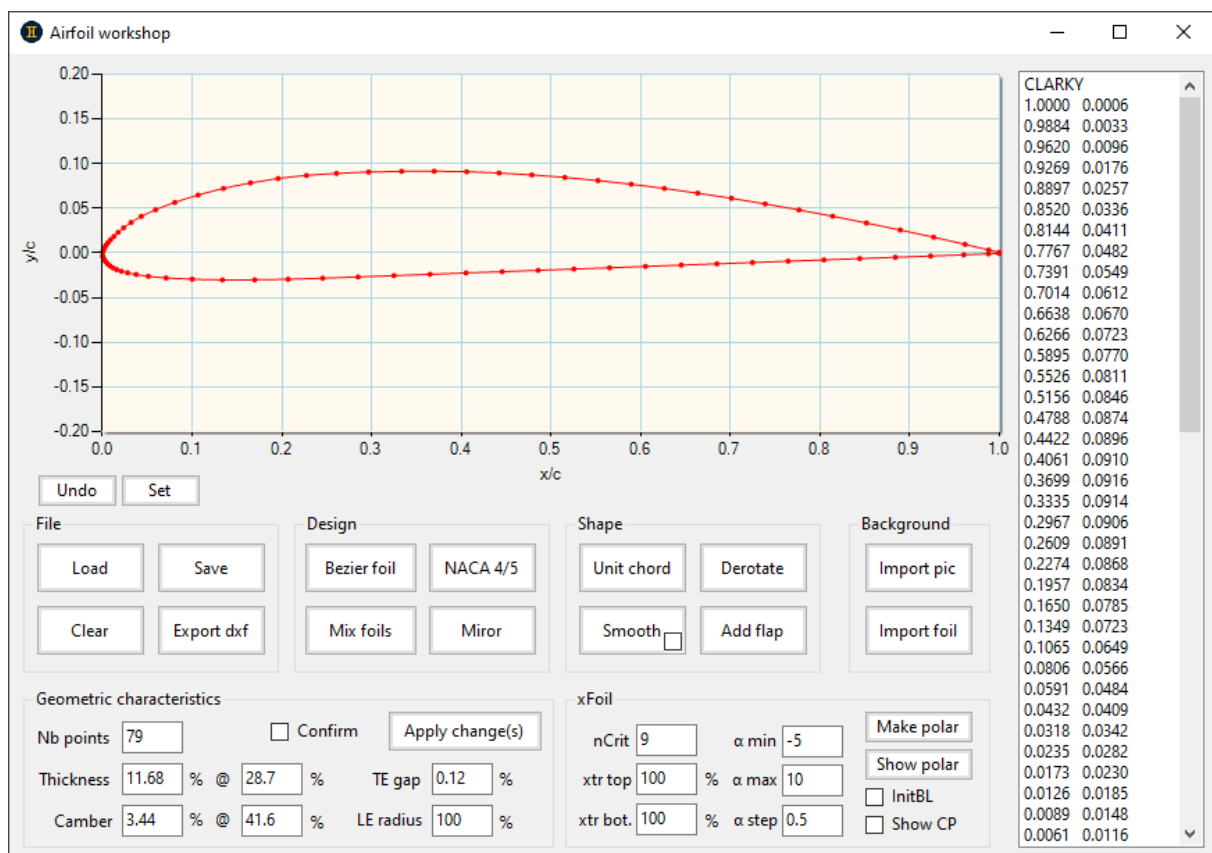
## 4 Utilisation de Gemini Aero Designer

### 4.1 Atelier profil

Ce module manipule quatre types d'objets :

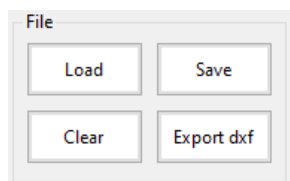
- les coordonnées du profil .dat en cours : pouvant être modifiées à sa guise.
- la polaire profil : fichier contenant les coordonnées du profil et ses polaires générées par xFoil.
- les profils d'arrière-plan (.dat ou image) : servant à la comparaison avec le profil en cours.
- une courbe de Bezier : pour créer rapidement un profil de zéro ou à partir d'une image d'arrière-plan.

Tant les coordonnées du profil en cours que la polaire profil peuvent être stockées sur disque dur, via les boutons d'ouverture / enregistrement de cet atelier. Il est aussi possible d'exporter le profil au format dxf.



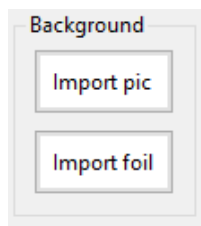
#### 4.1.1 Gestion des fichiers profils

Les boutons parlent d'eux-mêmes pour la gestion du profil courant :

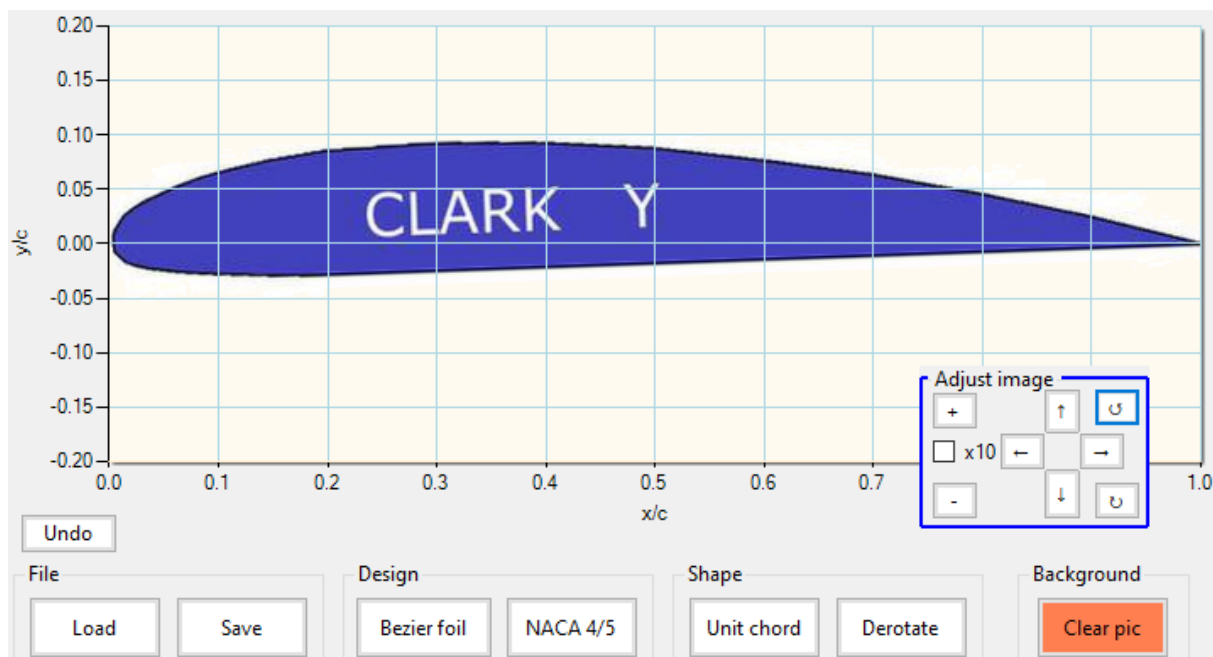


#### 4.1.2 Importation d'un profil en arrière-plan

Cette fonction permet d'ajouter en arrière-plan un second profil, soit à partir d'un fichier .dat classique soit à partir d'une image, à des fins de comparaison et/ou reconception (voir ci-après) :



Après avoir importé un fichier image, une boîte à outils permet de la positionner correctement :



Attention, une image trop petite sera peu lisible et sera de toute manière recoupée lors de son agrandissement si ce dernier est trop important.

#### 4.1.3 Format standard des profils et bonnes pratiques

Les profils doivent être au format Selig :

- extension du fichier : .dat
- format du fichier : texte
- première ligne : nom du profil
- lignes suivantes : coordonnées en X Y
- format numérique :
  - o séparateur décimal : point
  - o séparateur de nombre : espace(s)
  - o adimensionné à corde = 1
- ordre des coordonnées : 1.0 0.0 → 0.0 0.0 → 1.0 0.0

G.A.D. peut aussi importer des fichiers vectoriels (.dxf ASCII, .plt, hppl, .eps) et les convertir en .dat.

Exemple de fichier .dat avec le ClarkY, dont les points intermédiaires ont été remplacés par « ... » pour tenir dans la capture d'écran :

CLARKY.dat	
CLARKY	
1.00000	0.00060
0.98842	0.00334
0.96196	0.00957
0.92693	0.01757
...	
...	
...	
0.00098	0.00368
0.00023	0.00132
0.00000	0.00000
0.00012	-0.00318
0.00079	-0.00545
...	
...	
...	
0.92364	-0.00341
0.96056	-0.00205
0.98809	-0.00104
1.00000	-0.00060

Au chargement d'un profil, il est utile d'avoir un regard critique sur sa conformation en vérifiant :

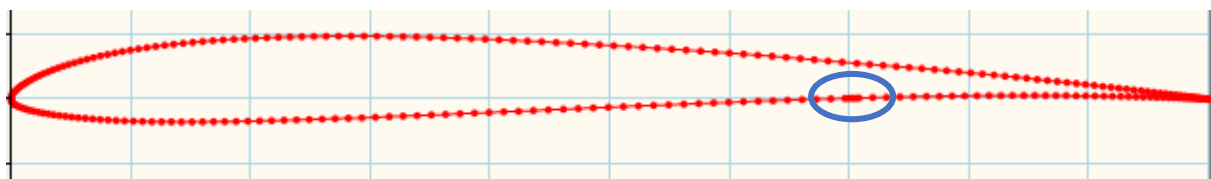
- l'absence de points recouvrant ou en doublon
- la continuité de tangence
- la distribution des points
- le nombre de points

Quelques repères et bonnes pratiques :

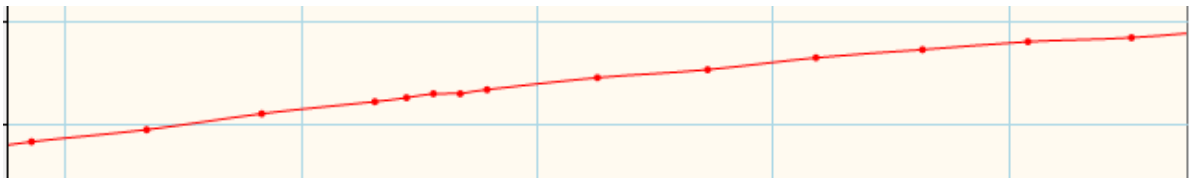
- distribution de points : le profil doit présenter d'autant plus de points que la courbure locale est prononcée (typiquement au bord d'attaque) et d'autant moins que la courbure est faible (typiquement au bord de fuite).
- nombre de points : de préférence impair, avec 79 à 101 points pour un bon compromis entre la temps de calcul et représentativité des résultats. Ne pas croire que « plus il y a de points et plus le résultat est précis », rien n'est plus faux que cette affirmation !
- l'épaisseur du BF doit être non nulle et représentative de la réalité.
- la corde doit être normalisée (longueur de 1 et pivotée pour avoir le centre du bord d'attaque et le bord de fuite alignés à  $Y = 0$ ).
- les points doivent présenter une bonne continuité de tangence (voir ci-après avec la fonction de zoom vertical).

Exemple d'anomalies sur un profil fin de planeur RC :

Le nombre de points est exagérément élevé (260), ce qui pénalise énormément le temps de calcul sans rien apporter en précision (elle est même dégradée, car trop de point « bruite » les résultats). De plus, la densité de points est trop élevée au bord de fuite.



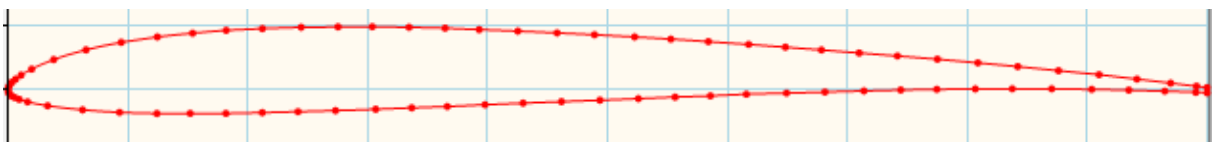
Anomalie locale de la distribution des points :



Anomalies de tangence :

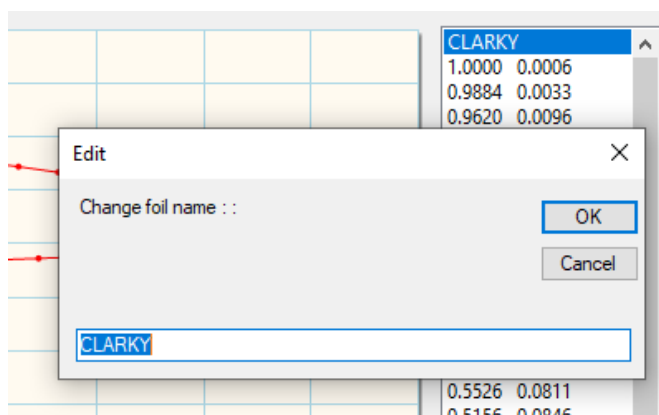


Après relissage, normalisation, passage à 79 points et utilisation d'une épaisseur de bord de fuite non nulle, le profil est maintenant utilisable :



#### 4.1.4 Modification du nom du profil

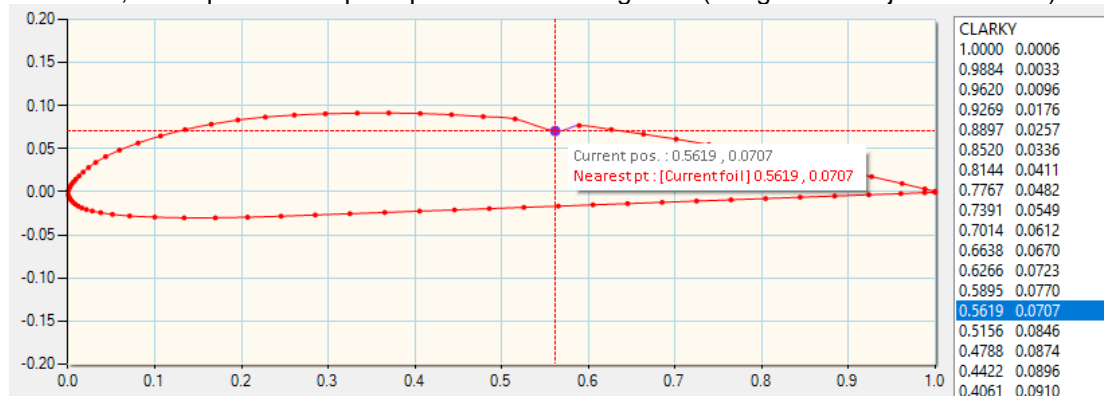
Cette modification se fait par un double clic ou « enter » sur le nom du profil en tête de la liste des points.



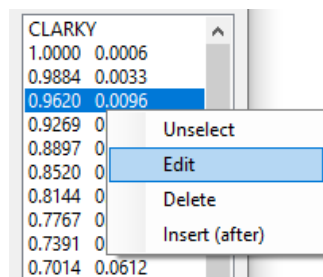
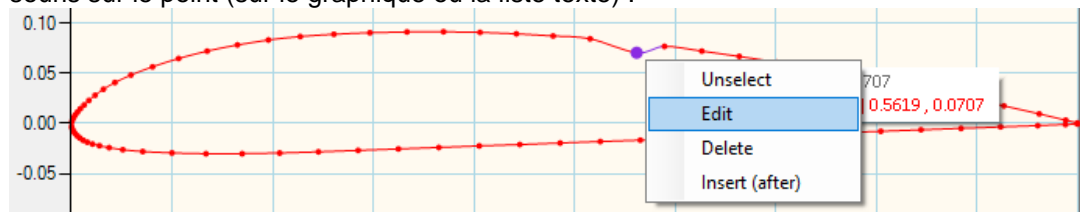
#### 4.1.5 Modification point à point du profil

Les points d'un profil peuvent être modifiés de plusieurs manières différentes :

- à la souris, en cliquant sur le point puis en le faisant glisser (clic gauche toujours enfoncé) :



- via le menu contextuel, avec un clic gauche pour sélectionner le point puis clic droit de la souris sur le point (sur le graphique ou la liste texte) :

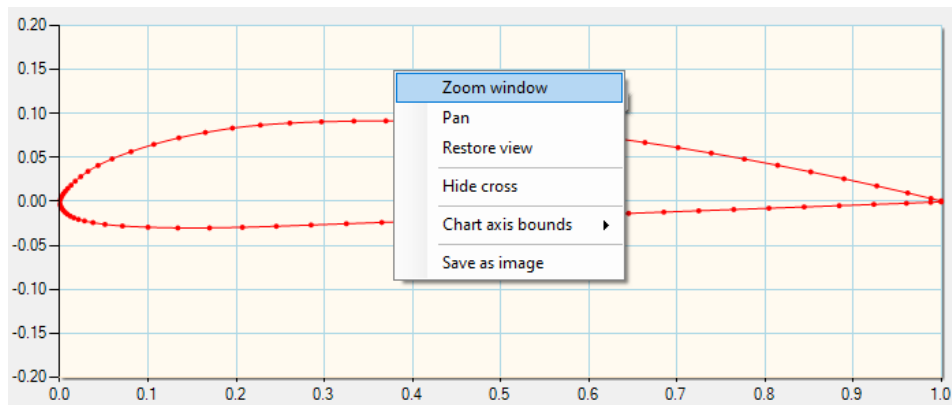


- via les raccourcis clavier : touches « insert » pour insérer un point, « del » pour supprimer, et « enter » pour éditer

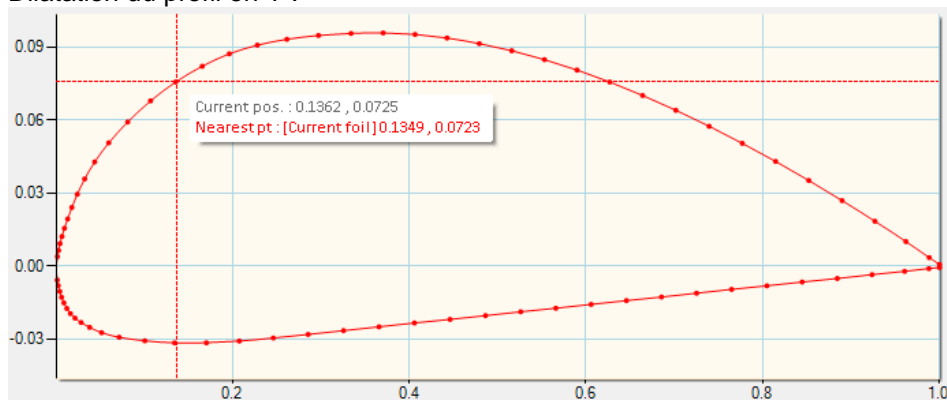
Une fois la modification effectuée, le point modifié est identifié sur le graphique par une couleur différente.

#### 4.1.6 Utilisation du zoom pour l'édition graphique

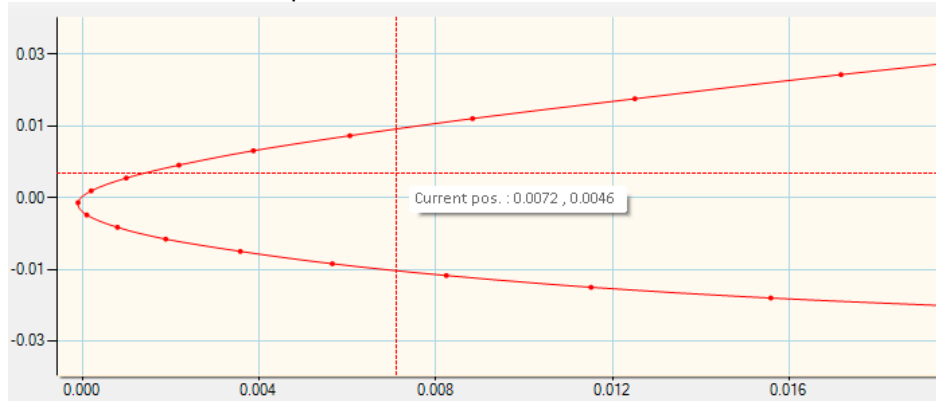
Par défaut, le dessin du profil est orthonormé, c'est-à-dire que les axes X et Y ont la même échelle. Mais il est aussi possible, grâce au zoom (fenêtre ou ajustement des limites du graphique) de dilater l'échelle pour rechercher, par exemple, des ruptures de continuité ou des points redondants, ou simplement rechercher les différences entre deux profils superposés.



Dilatation du profil en Y :



Zoom sur le bord d'attaque :



#### 4.1.7 Modification des caractéristiques géométriques du profil

Les caractéristiques géométriques globales peuvent être modifiées valeur par valeur, avec l'appui sur « enter » à chaque fois, ou en une seule fois en cliquant sur le bouton « Apply change(s) » après modification des valeurs souhaitées (dont le texte est identifié en gras) :

Geometric characteristics

Nb points  ☐ Confirm

Thickness  % @  % TE gap  %

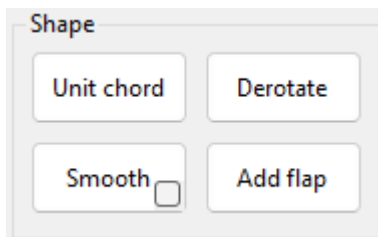
Camber  % @  % LE radius  %



Les valeurs saisies sont des cibles à atteindre et non des valeurs exactes, sauf pour le rayon de bord d'attaque qui est un pourcentage appliqué au rayon existant. Toutes les autres valeurs sont recalculées après modification, avec parfois un léger écart, ce qui est normal.

Si la case à cocher « Confirm » est activée, un message indique que la modification a bien été effectuée.

#### 4.1.8 Modification globale de la forme du profil

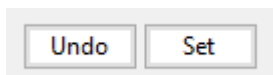


Ces outils permettent de :

- mettre la longueur de la corde à 1 (= 100%)
- pivoter le profil pour aligner la corde avec l'axe 0-X
- adoucir le profil (avec option de redistribution des points, utile pour les profils Eppler et Selig, par exemple)
- braquer un volet de courbure

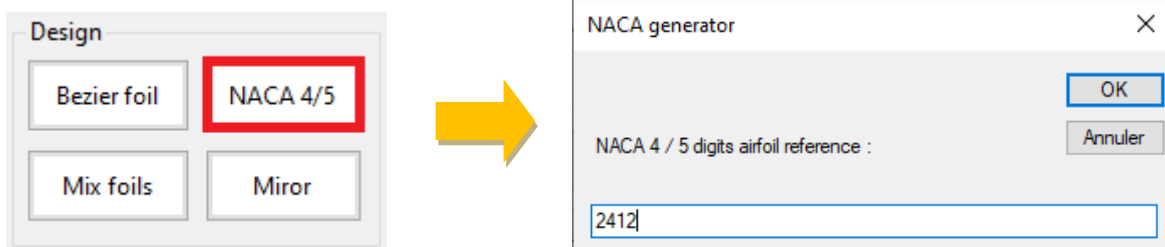
Attention : ne surtout pas pivoter le profil après l'addition de flap, cela fausse la référence d'incidence et donc les calculs. De même, toute modification du profil (relissage, etc.) doit être faite avant l'ajout de flap.

#### 4.1.9 Annulation de modification(s)



Au chargement d'un profil, ou à chaque clic sur le bouton « Set », le profil courant est sauvegardé en mémoire et toutes les indicateurs de modification sont remis à zéro. Cliquer sur le bouton « Undo » restaure le profil courant tel qu'il était à ce moment.

#### 4.1.10 Génération d'un profil NACA



La codification des profils NACA est la suivante :

- 4 digits :
  - o le premier chiffre définit la cambrure maximale en pourcentage de la corde,
  - o le deuxième chiffre définit le point de cambrure maximale par rapport au bord d'attaque en pourcentage de la corde
  - o les deux derniers chiffres définissent l'épaisseur maximale du profil en pourcentage de la corde

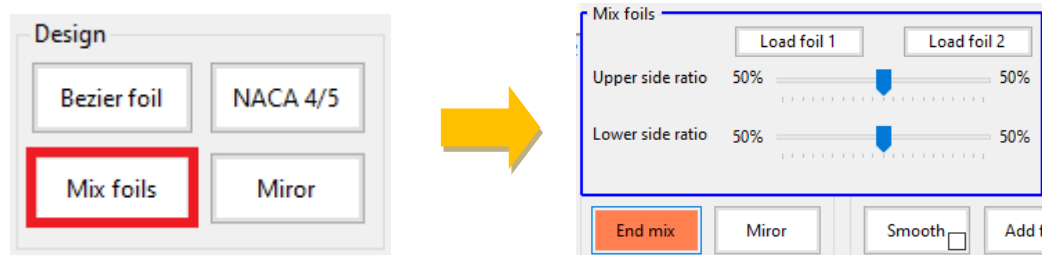
- 5 digits :
  - o le premier chiffre définit le coefficient de portance optimal (donnant la traînée minimale), à multiplier par 0.15
  - o le deuxième chiffre définit le point de cambrure maximale par rapport au bord d'attaque en pourcentage de la corde
  - o le troisième chiffre indique si le profil est à cambrure simple (0) ou double (1)
  - o les deux derniers chiffres donnent l'épaisseur maximale du profil en pourcentage de la corde

Par exemple :

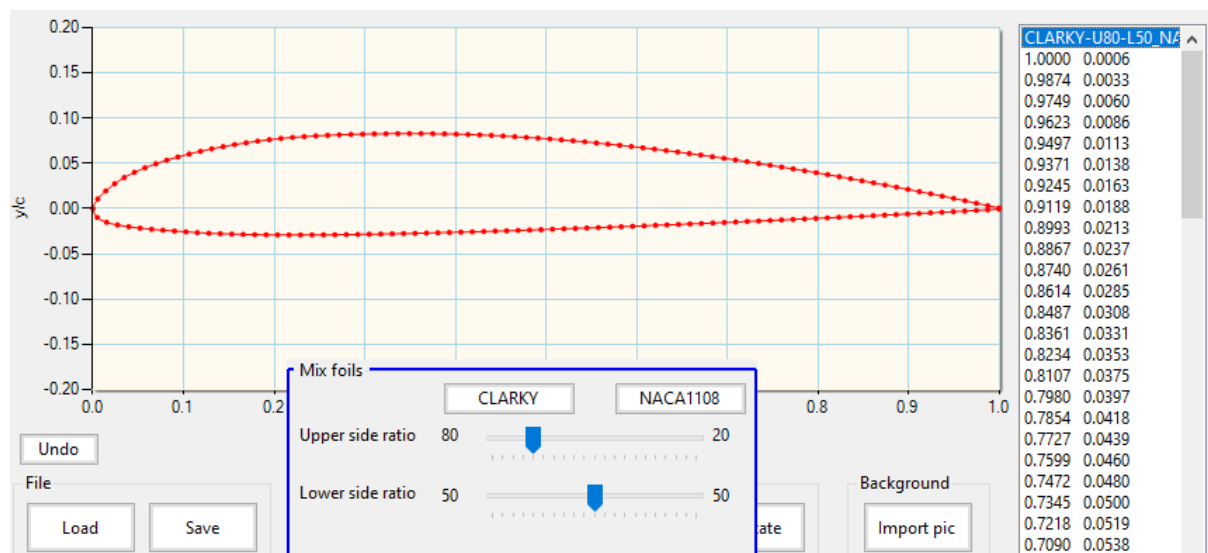
- le profil NACA2412 a une cambrure maximale de 2 % à 40 % à partir du bord d'attaque, avec une épaisseur relative maximale de 12 %.
- le NACA0009 a une cambrure nulle et une épaisseur relative de 9%.
- le NACA12018 a une épaisseur relative de 18 %, une cambrure maximale située à 20 % de la corde et un coefficient de portance à traînée minimale de 0.15.

En cas de saisie erronée, aucun profil n'est généré et un message d'avertissement indique l'anomalie.

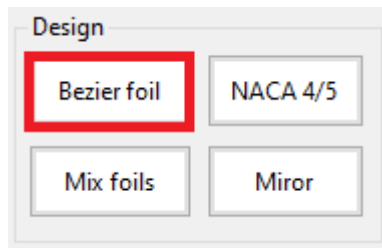
#### 4.1.11 Mélange de deux profils



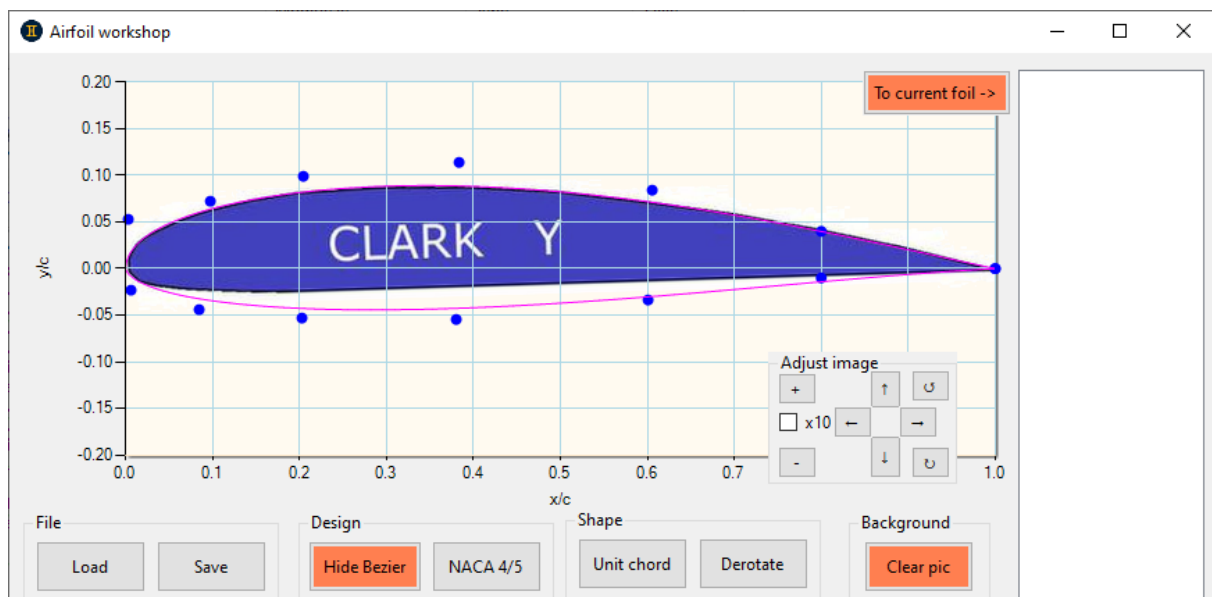
Sélectionner chaque profil (leur nom apparaît dans le bouton), puis régler les ratios de mélange de l'extrados et de l'intrados. Le nom du profil et les coordonnées sont ajustés en même temps que le graphique. Cliquer sur « End mix » pour fermer cet écran.



#### 4.1.12 Création d'un profil par courbe de Bezier

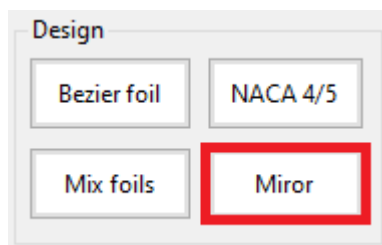


Le profil se manipule graphiquement via les points de contrôle (en bleu). L'une des utilisations les plus classiques consiste à importer une image (photo ou scan du profil d'emplanture d'une aile, par exemple) en arrière-plan pour reconcevoir le profil.



Une fois le profil ajusté, il suffit de cliquer sur « To current foil » pour transformer ce profil en profil utilisable et le dupliquer dans le profil courant.

#### 4.1.13 Miroir horizontal



Cette fonction permet par exemple d'étudier plus finement le vol dos, en créant ensuite une polaire spécifique à cette phase de vol. Elle permet aussi de créer un profil symétrique à partir de l'intrados ou l'extrados d'un profil donné, via la fonction de mélange des profils (utilisée avec le profil normal et le profil inversé).

#### 4.1.14 Génération de la polaire profil

xFoil interface showing input parameters for polar generation:

- nCrit: 9
- $\alpha$  min: -5
- Make polar (button)
- xtr top: 100
- %  $\alpha$  max: 10
- Show polar (button)
- xtr bot: 100
- %  $\alpha$  step: 0.5
- InitBL (checkbox)
- Show CP (checkbox)

Le nCrit est un indicateur de niveau de turbulence moyen autour du profil, et est utilisé pour représenter son état de surface. Quelques valeurs repères : nCrit = 3 pour une aile en structure ouverte, 6 pour une aile entièrement coffrée et entoilée au film plastique, 9 pour une aile moulée en composite.

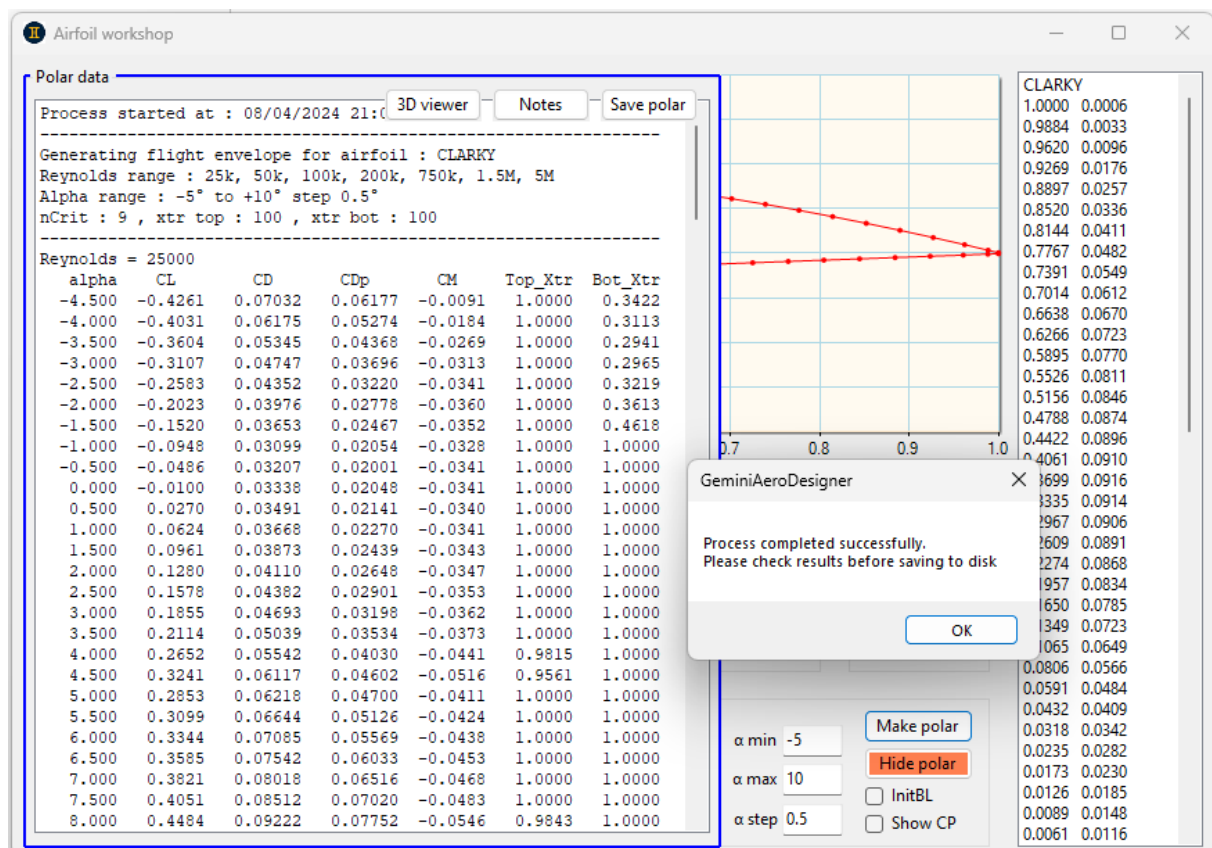
xtr top. / bot. indiquent la position, en % de la corde, d'un turbulateur, respectivement à l'extrados et l'intrados. La valeur de 100% indique qu'il n'y a pas de turbulateur.

Le bouton à cocher « InitBL » initialise la couche limite à chaque point de soufflage, ce qui facilite la convergence de xFoil (utile pour certains profils) mais ralentit la génération de la polaire.

Le bouton à cocher « Show CP » montre en temps réel les graphes de distribution de CP.

#### 4.1.15 Vérification et sauvegarde de la polaire profil

A la fin du processus de génération d'une polaire, un message indique la qualité globale du résultat :



En déroulant le liste des points de fonctionnement calculés, on peut vérifier la complétude de la polaire pour chaque Reynolds, avec là aussi un indicateur de qualité. Si la qualité est insuffisante (trop de points manquants), il est fortement conseillé de régénérer la polaire, soit en utilisant l'option « InitBL », soit (et cela est fortement conseillé) avec au préalable une modification du profil : passage du nombre

de points à 79 (valeur passe-partout, avec une bonne rapidité de génération et une bonne qualité), lissage, modification de la distribution des points, etc..

Polar data

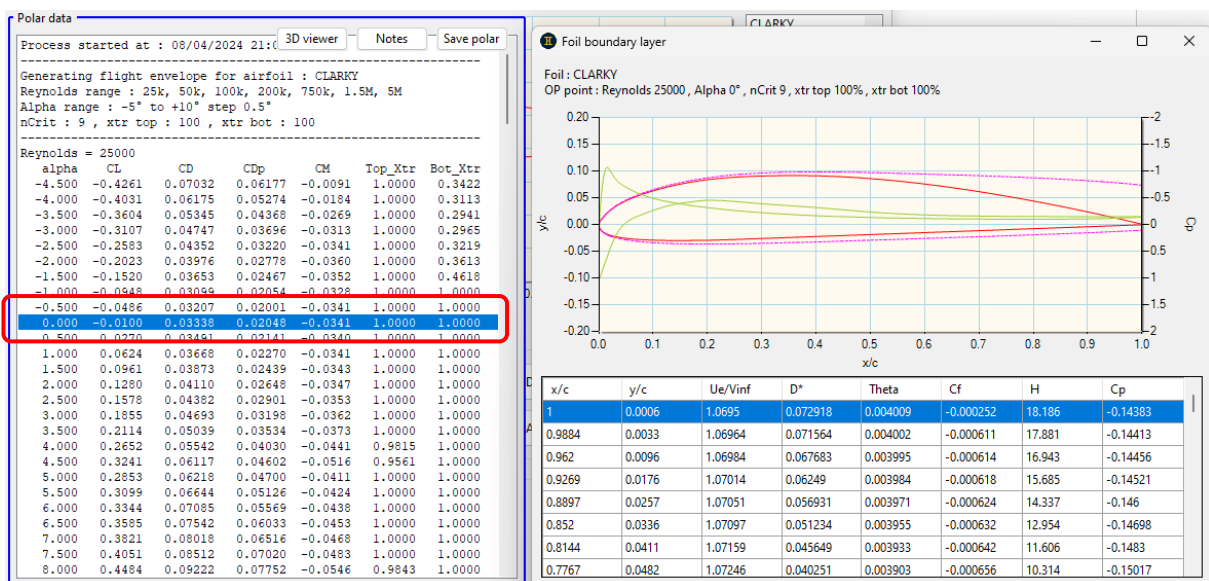
Reynolds = 25000

alpha	CL	CD	CDp	CM	Top_Xtr	Bot_Xtr
-4.500	-0.4261	0.07032	0.06177	-0.0091	1.0000	0.3422
-4.000	-0.4031	0.06175	0.05274	-0.0184	1.0000	0.3113
-3.500	-0.3604	0.05345	0.04368	-0.0269	1.0000	0.2941
-3.000	-0.3107	0.04747	0.03696	-0.0313	1.0000	0.2965
-2.500	-0.2583	0.04352	0.03220	-0.0341	1.0000	0.3219
-2.000	-0.2023	0.03976	0.02778	-0.0360	1.0000	0.3613
-1.500	-0.1520	0.03653	0.02467	-0.0352	1.0000	0.4618
-1.000	-0.0948	0.03099	0.02054	-0.0328	1.0000	1.0000
-0.500	-0.0486	0.03207	0.02001	-0.0341	1.0000	1.0000
0.000	-0.0100	0.03338	0.02048	-0.0341	1.0000	1.0000
0.500	0.0270	0.03491	0.02141	-0.0340	1.0000	1.0000
1.000	0.0624	0.03668	0.02270	-0.0341	1.0000	1.0000
1.500	0.0961	0.03873	0.02439	-0.0343	1.0000	1.0000
2.000	0.1280	0.04110	0.02648	-0.0347	1.0000	1.0000
2.500	0.1578	0.04382	0.02901	-0.0353	1.0000	1.0000
3.000	0.1855	0.04693	0.03198	-0.0362	1.0000	1.0000
3.500	0.2114	0.05039	0.03534	-0.0373	1.0000	1.0000
4.000	0.2652	0.05542	0.04030	-0.0441	0.9815	1.0000
4.500	0.3241	0.06117	0.04602	-0.0516	0.9561	1.0000
5.000	0.2853	0.06218	0.04700	-0.0411	1.0000	1.0000
5.500	0.3099	0.06644	0.05126	-0.0424	1.0000	1.0000
6.000	0.3344	0.07085	0.05569	-0.0438	1.0000	1.0000
6.500	0.3585	0.07542	0.06033	-0.0453	1.0000	1.0000
7.000	0.3821	0.08018	0.06516	-0.0468	1.0000	1.0000
7.500	0.4051	0.08512	0.07020	-0.0483	1.0000	1.0000
8.000	0.4484	0.09222	0.07752	-0.0546	0.9843	1.0000
8.500	0.4940	0.09983	0.08538	-0.0614	0.9480	1.0000
9.000	0.5342	0.10757	0.09337	-0.0669	0.9116	1.0000
9.500	0.5774	0.11573	0.10186	-0.0723	0.8634	1.0000
10.000	0.6141	0.12416	0.11057	-0.0764	0.8221	1.0000

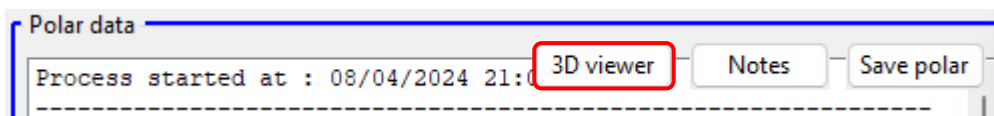
30/31 points calculated -> OK  
Alpha0 = 0.1351351, Cm0 = -0.03407297

#### 4.1.16 Analyse de la couche limite

Un simple clic sur un point de fonctionnement ouvre automatiquement l'outil d'analyse de couche limite et de distribution de pression, qui peut être très utile pour, par exemple, déterminer la position d'un turbulateur.

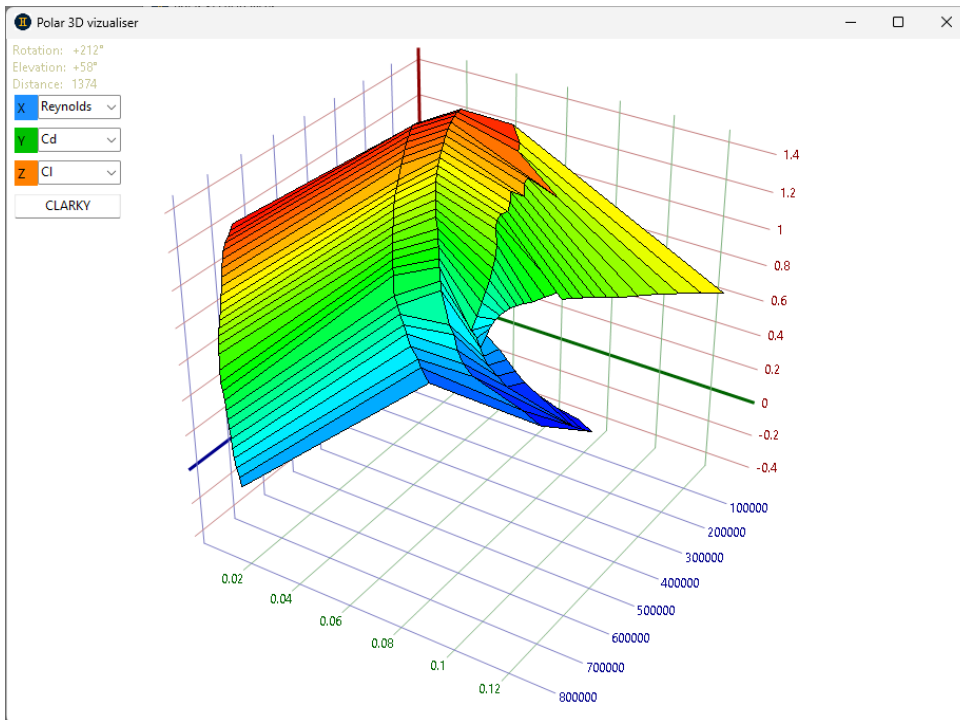


#### 4.1.17 Affichage de la polaire en 3D



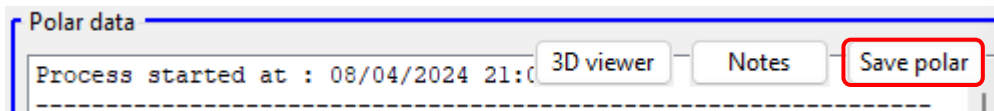
Un clic sur le bouton « 3D viewer » ouvre un écran montrant la polaire en 3D, avec la possibilité de :

- choisir les données à afficher pour chaque axe
- faire pivoter la vue 3D : clic gauche + mouvement de la souris pour le plan horizontal, clic droit + mouvement pour le plan vertical, ctrl + mouvement vertical pour le zoom

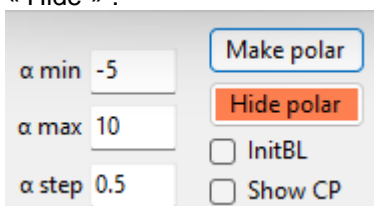


#### 4.1.18 Sauvegarde de la polaire profil

Quand la polaire est jugée satisfaisante, un clic sur le bouton « Save polar » l'enregistre sur le disque.



A tout moment, la polaire en mémoire peut être cachée / affichée grâce au bouton « Show » / « Hide » :



Cela permet, par exemple, de revenir à la modification du profil, pour ensuite relancer une nouvelle polaire après modification.

En parallèle du processus de création de polaire, on peut aussi utiliser l'écran de comparaison de polaires profil pour y charger chaque polaire générée lors d'une modification de profil et ainsi vérifier pas à pas l'évolution de son travail de conception de profil, pour in fine garder le résultat le plus intéressant.

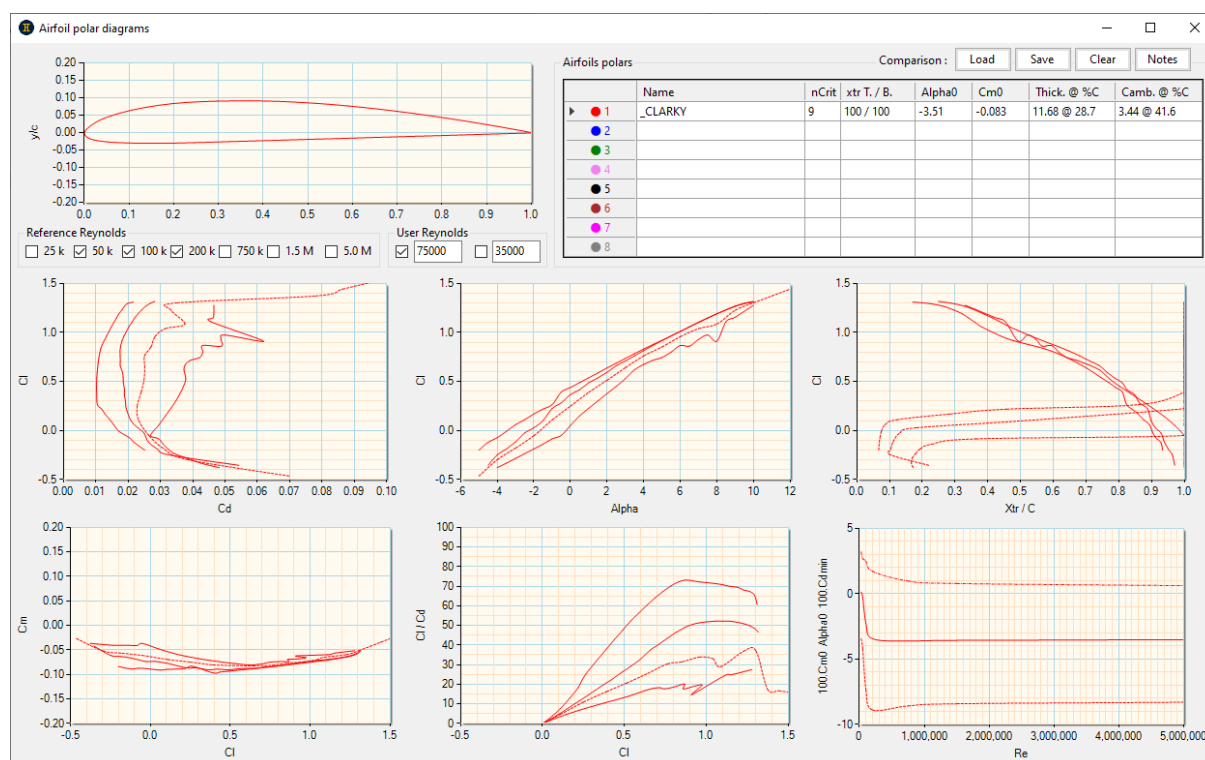
## 4.2 Analyse et comparaison des polaires profil

### 4.2.1 Interface utilisateur

Cet outil permet de lire les polaires profil, de comparer plusieurs polaires entre elles et de stocker sur disque la comparaison. Il est complètement indépendant du reste de l'application.

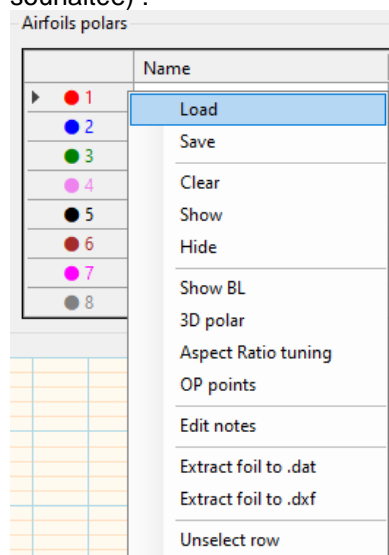
On y trouve quatre graphiques classiques ( $C_l$  /  $C_d$ ,  $C_l$  /  $\alpha$ ,  $C_m$  /  $C_l$ ,  $C_l/C_d$  /  $C_l$ ) ainsi que :

- la transition laminaire / turbulence (xtr) pour l'intrados (bot) et l'extrados (top)
- la sensibilité au Reynolds du profil, via trois variables ( $C_{d\min}$ ,  $C_{m0}$ ,  $\alpha_{00}$ ) qui sont assimilables à des constantes quand le profil est utilisé au-dessus de son Reynolds critique



### 4.2.2 Gestion des polaires profil

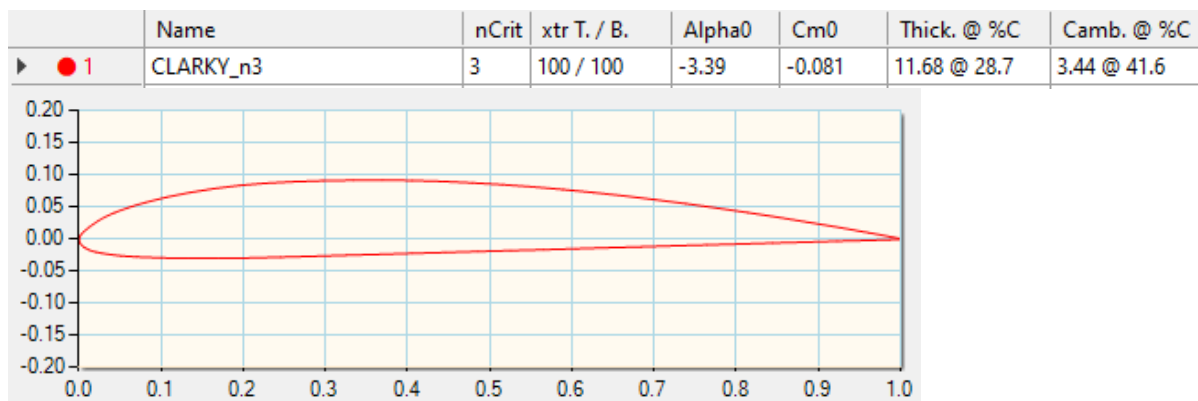
8 polaires profils peuvent être chargées dans la comparaison, via le menu popup (clic droit sur la ligne souhaitée) :





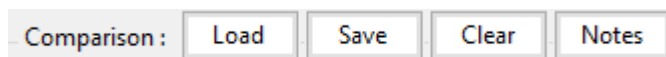
Ce menu offre des fonctions supplémentaires, comme l'effacement ou le masquage de la polaire, l'affichage des courbes de CP (« Show BL »), le choix de l'allongement (associé au profil), etc. Le bouton « OP points » donne accès aux points calculés lors du soufflage de la polaire. Il est aussi possible d'extraire le profil pour le sauvegarder sur le disque.

Un fois la polaire chargée, les informations principales (paramètres de soufflage et dimensions) sont affichées dans le tableau et le profil est dessiné sur le graphique :



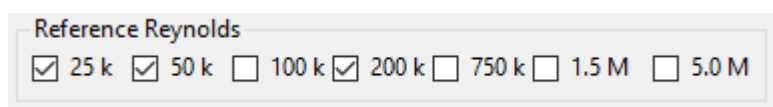
#### 4.2.3 Gestion des comparaisons

La comparaison polaire est l'enregistrement de l'ensemble de cet écran (polaires profils + case cochée, plus la note associée) et peut être sauvegardée sur disque :

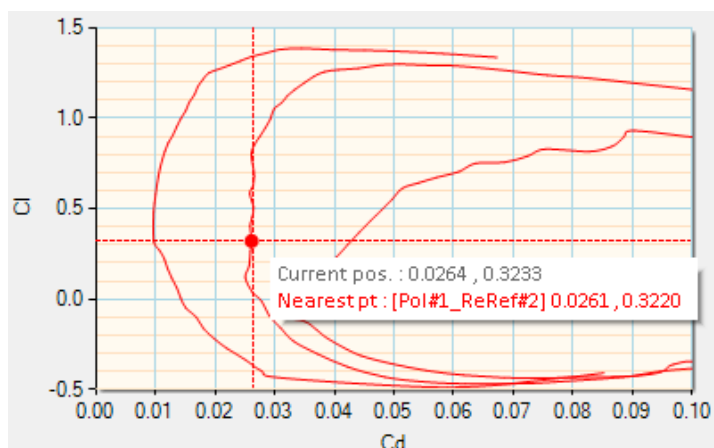


#### 4.2.4 Enveloppe de vol et Reynolds de référence

Les courbes passant par les points opérationnels calculés aux Reynolds de référence (puis utilisés par l'interpolateur xFoil) peuvent être cachées / affichées via les cases à cocher :



Etant donné le nombre élevé de courbes affichables, les graphiques ne sont pas légendés, il faut passer le curseur sur les courbes pour savoir ce qu'elles représentent. Ici, c'est la polaire n° 1 (ClarkY, cf. ci-avant) et le Reynolds de référence 2 (donc 50 k, c'est-à-dire  $Re = 50000$ ).

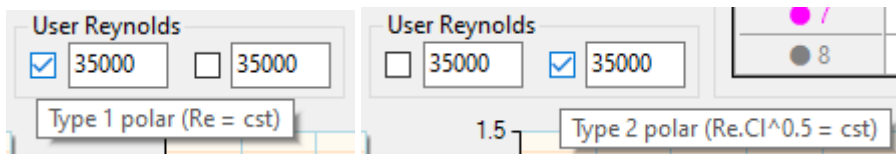




#### 4.2.5 Polaires à Reynolds variables

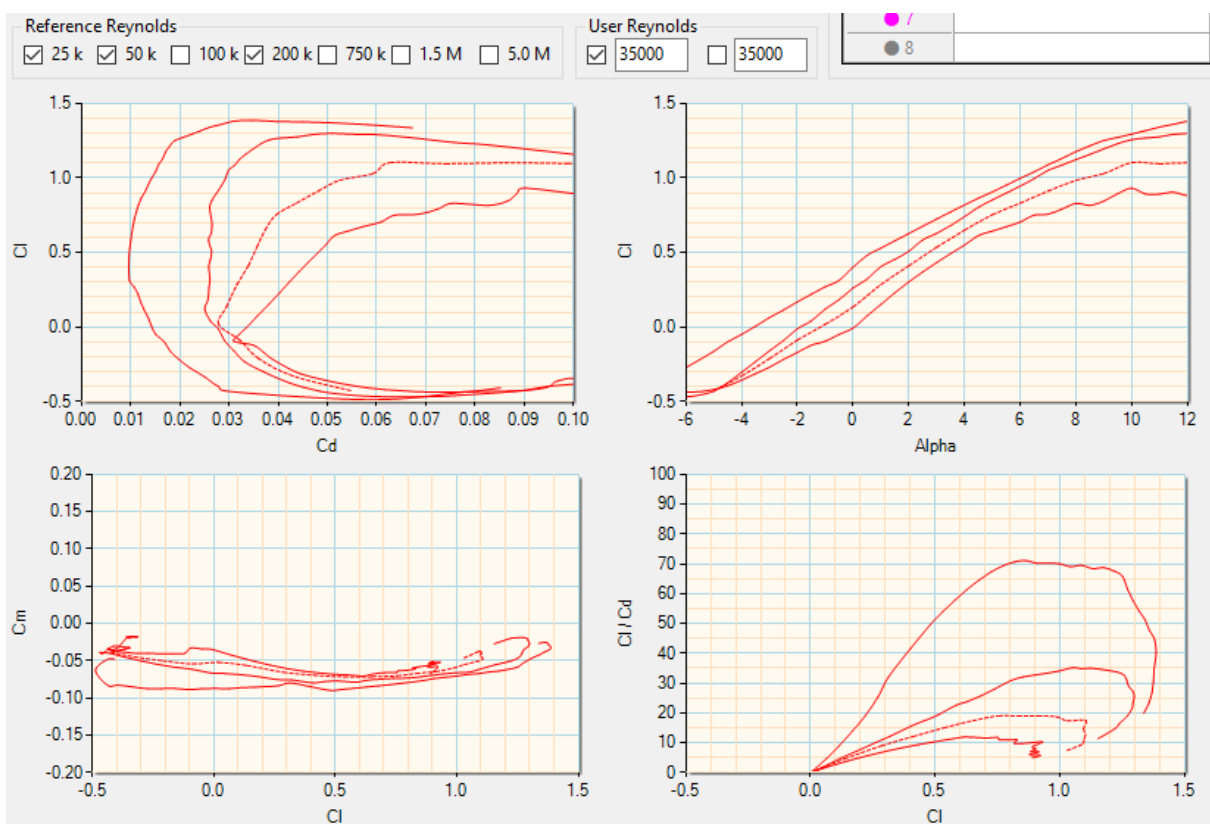
Deux polaires à Reynolds modifiables (par le clavier ou le scroll de la souris) peuvent être affichées :

- à Reynolds constant : polaire de type 1 (vitesse constante)
- à  $R \cdot Cl^{0.5}$  constant : polaire de type 2 (portance constante)



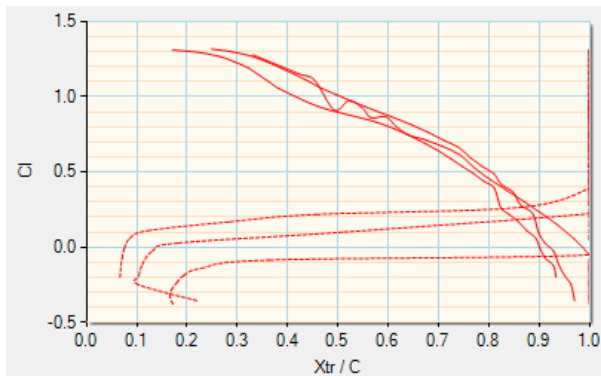
Ces deux courbes sont dessinées en pointillé, pour bien les distinguer des Reynolds de référence (en traits continus).

Quatre graphiques sont concernés par ces polaires à Reynolds utilisateur, l'interpolateur travaillant simultanément en Alpha, Cl, Cd et Cm :



La polaire de type 1 est aussi très pratique pour visualiser dynamiquement, via le scroll de la souris, le fonctionnement de l'interpolateur non-linéaire de Gemini. On peut ainsi se rendre compte de son efficacité remarquable, qui permet de n'avoir recours qu'à seulement 7 Reynolds de référence (judicieusement échelonnés) pour décrire correctement des domaines de vol allant du micro RC à l'ULM grandeur.

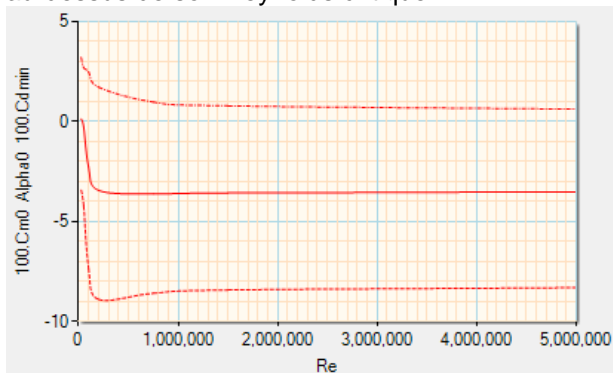
#### 4.2.6 Transition laminaire-turbulent



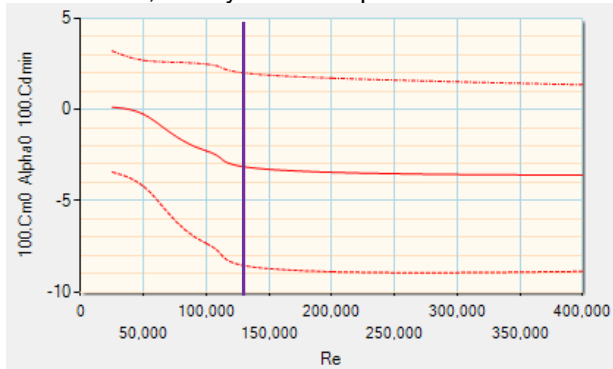
Ce graphique se lit de manière inversée, comme celui de  $C_l / C_d$ . Par exemple, pour  $C_l = 0.5$ , on a ici une transition qui se fait à l'extrados à 80% de la corde ( $X_{tr}/C = 0.6$ )

#### 4.2.7 Identification du Reynolds critique

Un graphique dédié à cette identification montre, en fonction du Reynolds, l'évolution de paramètres assimilables à des constantes quand le profil fonctionne normalement, c'est-à-dire quand il est utilisé au-dessus de son Reynolds critique.



En zoomant, le Reynolds critique est très facile à identifier (ici : environ 130000) :

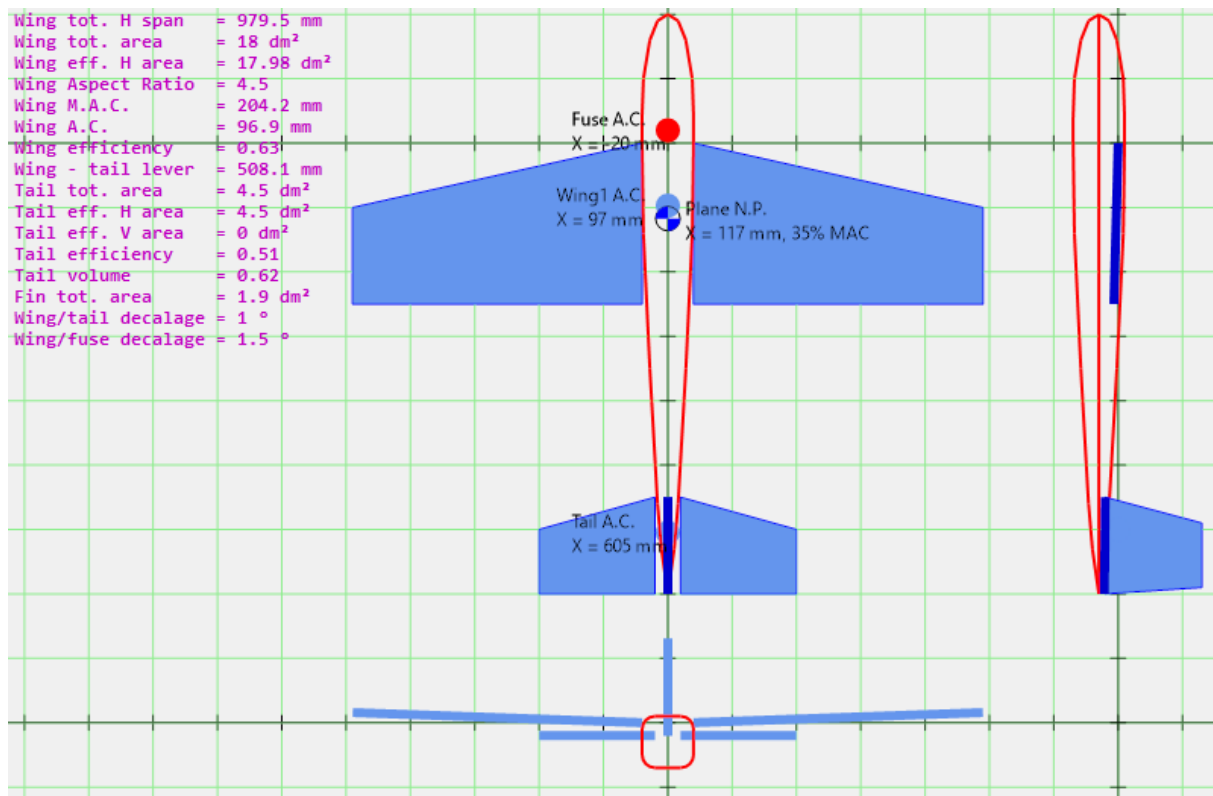


### 4.3 Edition de l'avion

#### 4.3.1 Interface principale

Le dessin et les données texte affichés dans l'interface principale sont automatiquement recalculés à chaque changement de dimension.

Pour des questions de clarté, seul quelques résultats globaux et les foyers simplifiés (calculés en linéaire 1.5D) sont affichés. Le CG, par exemple, sera défini au niveau de l'analyse perfo.



#### 4.3.2 Définition des ailes

Pour l'instant, une seule paire d'ailes est prévue (« Wing 1 »), mais à terme la configuration biplan sera prise en compte.

La navigation dans les cellules des dimensions peut se faire avec la touche « tabulation », ou avec un clic direct à la souris dans une cellule. Les valeurs peuvent être saisies au clavier ou avec le scroll de la souris (appuyer en même temps sur la touche « ctrl » augmente le pas d'un facteur 10).

Certaines dimensions sont relatives au panneau considéré (cordes, longueur), tandis que d'autres sont en absolu par rapport à l'origine (corde d'emplanture de l'aile (flèche, dièdre, vrillage).

La position de l'aile (angulaire, eq. calage, et linéaire) est quant à elle considérée par rapport au système d'axe X, Y, Z du dessin de l'avion.

Lift - Cm analysis	
900	Span (mm)
18.0	Area (dm <sup>2</sup> )
4.5	Aspect Ratio
204	M.A.C. (mm)
97	A.C. local X pos (mm)
0.63	dCl/dCl <sub>∞</sub> 1.5D (lift eff.)
899	Hor. span (mm)
18.0	Hor. eff. area (dm <sup>2</sup> )
18.0	Total Hor. area (dm <sup>2</sup> )
0.63	Total dCl/dCl <sub>∞</sub> (lift eff.)

Analyse VLM des distributions des coefficients et forces le long de l'envergure

Efficacité de portance (ratio entre la variation de Cl par rapport à l'incidence de l'aile versus la variation de Cl du profil à allongement infini)

Surface d'une voilure sans dièdre équivalente en portance

Calage par rapport au plan horizontal XY

Ecartement entre les deux ailes

Les profils, ou plus exactement: les polaires profils, sont relatifs aux cordes saisies (emplanture aile = corde emplanture panneau 1, corde 1 = saumon panneau 1, corde 2 = saumon panneau 2, etc.). Le chargement des profils se fait par un click de la souris sur la colonne concernée.

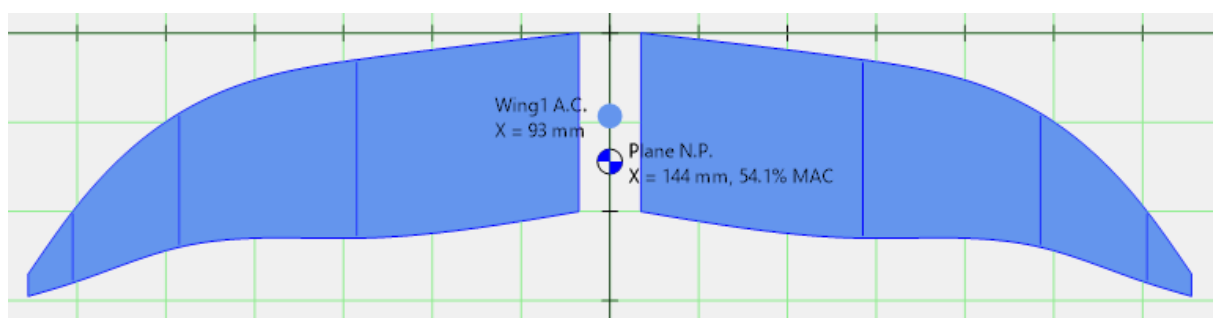
	Wing root	Chord 1	Chord 2	Chord 3
Name	CLARKY_15	CLARKY_15		
Alpha0	-3.51	-3.51		
Cm0	-0.083	-0.083		

L'absence de profil pour une corde n'empêche pas certains calculs de se faire, comme ceux relatifs à la géométrie (surface, etc.), mais tous les calculs utilisant les profils (Cl, Cm, etc.) seront erronés.

#### 4.3.3 Ailes elliptiques

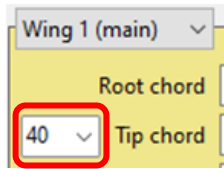
Il est possible de dessiner des ailes de type elliptique ou à forme évolutive en cochant l'option « Spline », ce qui permet de générer des ailes complexes avec très peu de panneaux :

	Panel 1	Panel 2	Panel 3	Panel 4	Panel 5
Root chord	200	200	150	80	
Tip chord	200	150	80	25	
Span	250	200	120	50	
Sweep dist.	30	90	200	270	

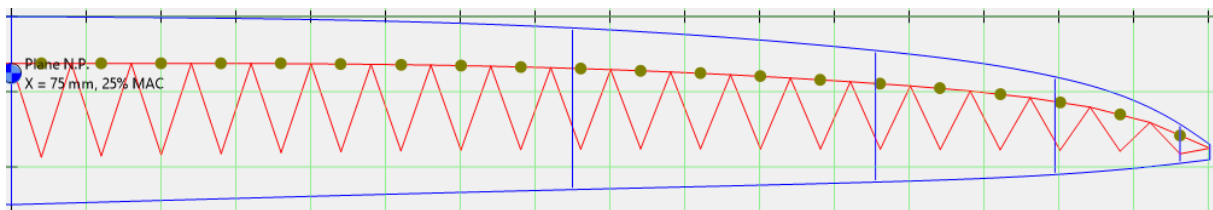


#### 4.3.4 Maillage VLM

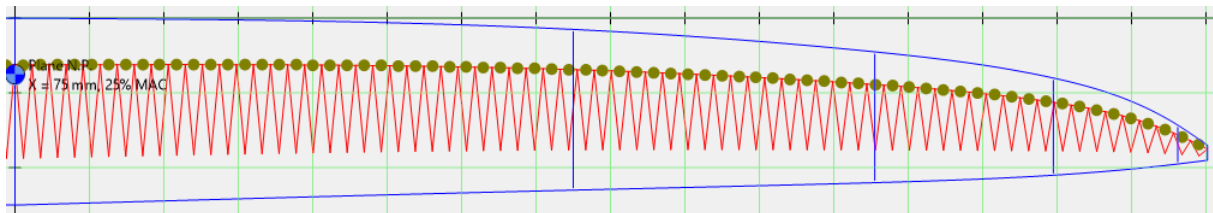
Les ailes multipanneaux ou elliptiques présentent classiquement des panneaux de dimensions dégressives vers le saumon. Dans certains cas, ces dimensions sont inférieures à celle de la discrétisation en petits éléments du calcul VLM, dont il est alors souhaitable d'augmenter le nombre, de manière à ce chaque panneau de l'aile présente au moins deux éléments.



Exemple avec une aile de planeur F3F, le maillage par défaut (en 40 éléments, chacun représenté par un point et un triangle) ne couvre pas le dernier panneau :



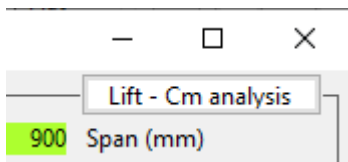
Avec un maillage plus fin, le dernier panneau est discrétisé en 2 éléments, ce qui est suffisant pour obtenir des résultats représentatifs (d'autant plus que la surface concernée est très petite relativement à celle de l'aile) :



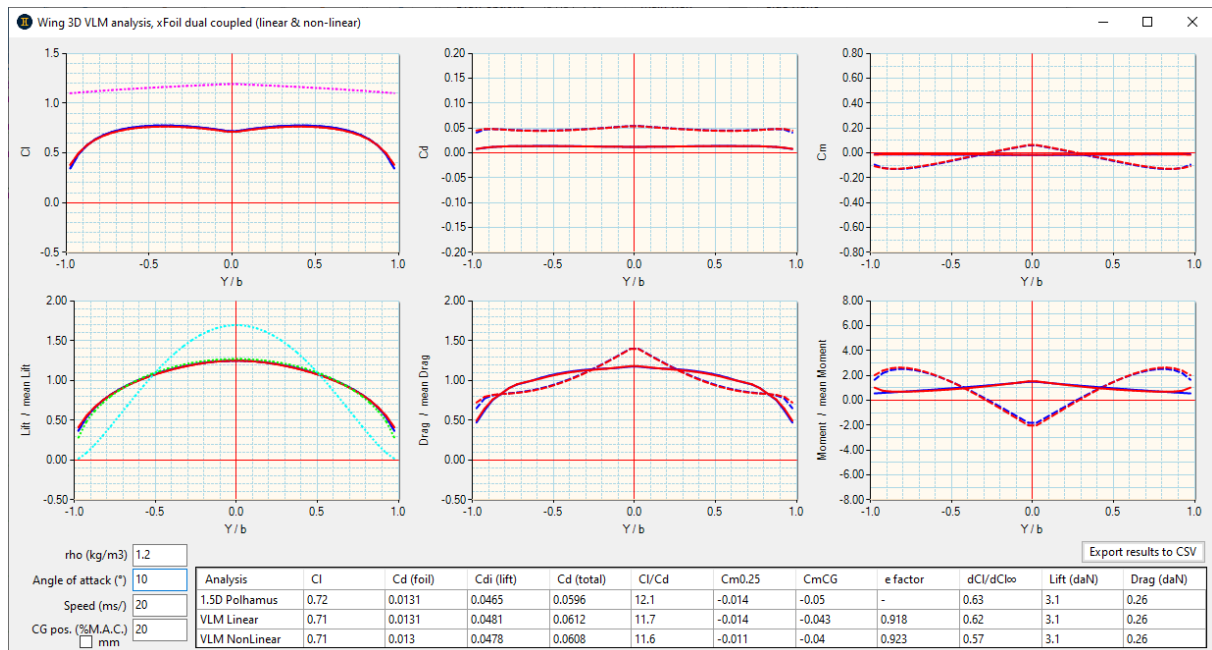
Attention, plus le maillage est fin et plus le temps de calcul sera long.

#### 4.3.5 Distribution des forces et coefficients sur l'envergure

Cette fonction est activée depuis l'écran de saisie des dimensions de l'aile (idem pour stabilisateur) :



Cet outil d'analyse permet d'étudier le long de l'envergure (b) les distribution des principales forces et coefficients aérodynamiques des ailes en fonction de l'incidence et de la vitesse de vol.

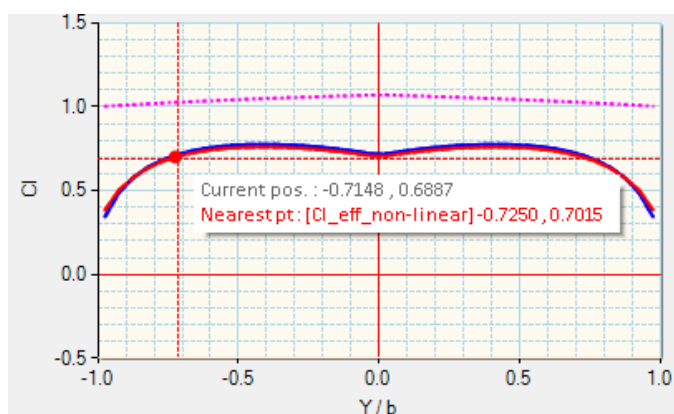


Il calcule aussi les coefficients globaux, ce qui le rend particulièrement intéressant pour la conception des ailes volantes (recherche de l'équilibre longitudinal au Cl de design, c.a.d. CmCG = 0), ainsi que celle des ailes de planeur et avion destinés à la performance.

Autre utilité pratique : il permet aussi de déterminer l'incidence donnant un Cl donné, que l'on peut par exemple utiliser comme calage aile / fuselage pour le Cl de design.

Angle of attack (°)	1.3	Analysis	Cl
Speed (ms/)	20	1.5D Polhamus	0.3
CG pos. (%M.A.C.)	25	VLM Linear	0.3
<input type="checkbox"/> mm		VLM NonLinear	0.32

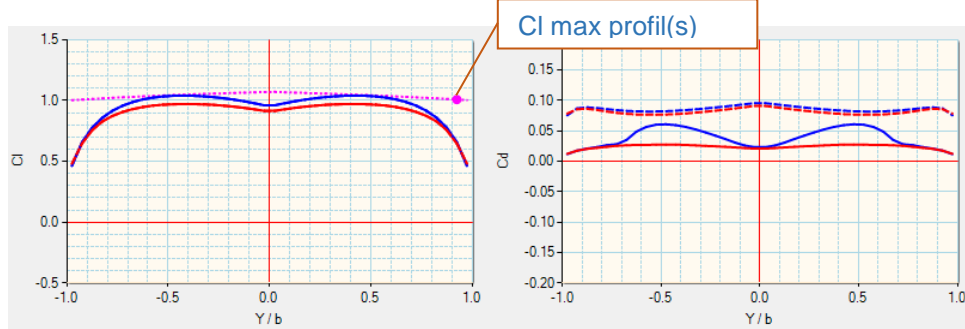
Etant donné le nombre important de courbes, aucune légende n'est indiquée (cela surchargerait trop l'écran), il faut passer le curseur de la souris sur chacune pour connaître sa signification :



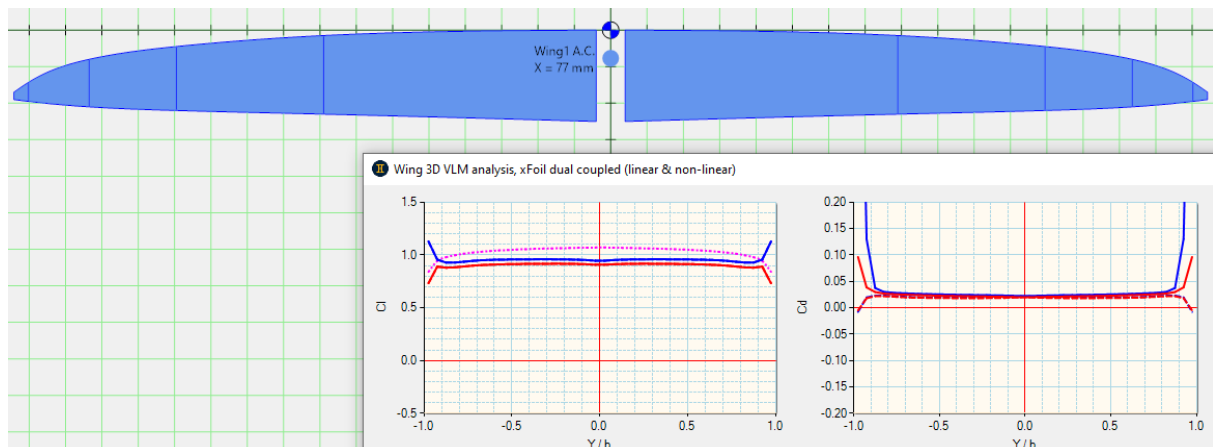
Un code de couleur est néanmoins utilisé pour faciliter l'identification des courbes : vert = 1.5D, bleu = linéaire, rouge = non-linéaire.

Cet outil peut aussi être utile dans le cas général, par exemple pour étudier les zones d'initiation du décrochage et le cas échéant, changer de profil et/ou ajouter un vrillage adapté au saumon. En effet, pour un comportement sain, on préfère qu'il s'initie vers l'emplanture que vers le saumon, de manière à garder le contrôle en roulis.

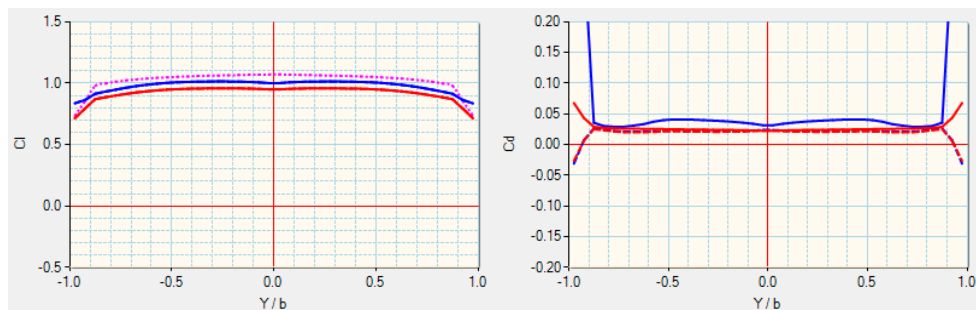
Comportement sain sur un avion à ailes trapézoïdales de faible allongement :



Comportement problématique sur une aile de planeur F3F « brute » :



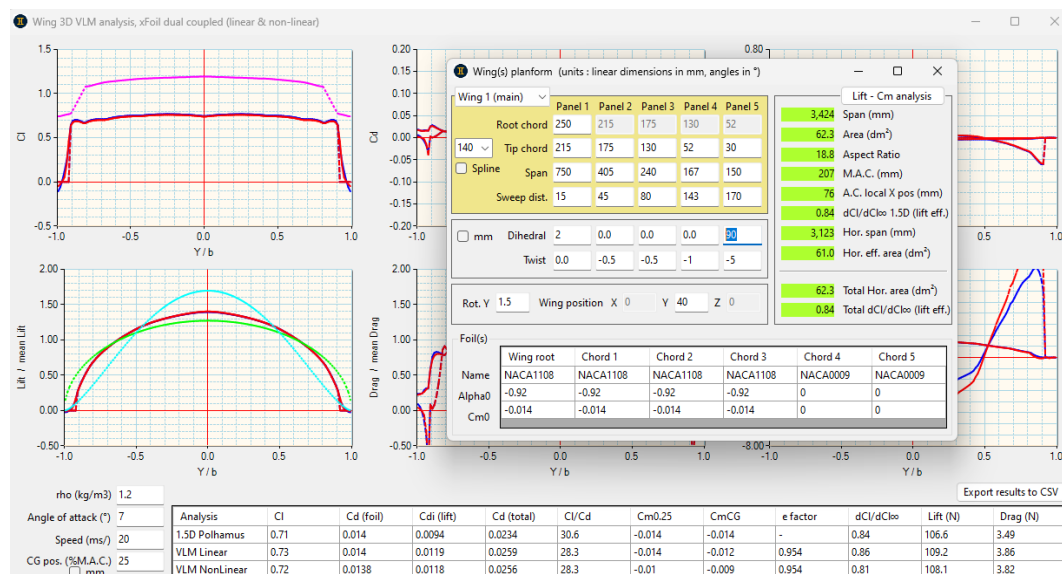
La même aile après adaptation des profils et adjonction d'un léger vrillage aux 3 dernières cordes :



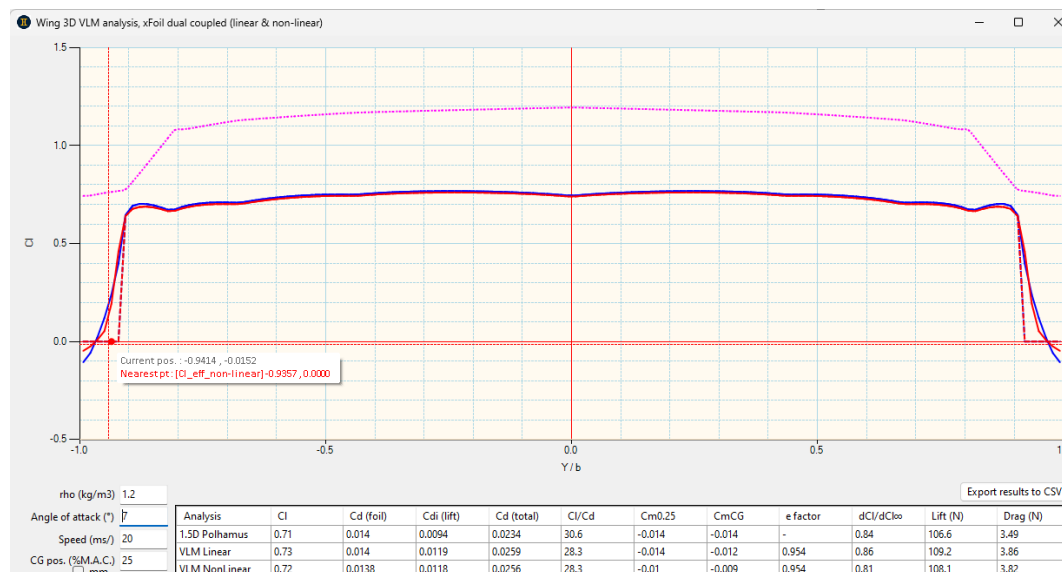
Le graphique de droite montre une augmentation du coefficient de traînée au dernier panneau, ce qui est normal (Reynolds très faible), mais peu significatif pour les performances étant donné la très faible surface concernée.

### 4.3.6 Winglets

Le solveur VLM de G.A.D. étant du type full 3D, il est tout à fait possible d'étudier des ailes avec winglets :



On pourra remarquer que G.A.D. calcule deux types de courbes de  $C_L$  : normale à la surface et efficace en terme de portance (projection sur l'axe vertical) :



### 4.3.7 Optimisation de l'allongement

Cet outil d'aide à la conception des ailes est accessible depuis toutes les zones de G.A.D. qui manipulent les polaires profils, comme la comparaison polaires ou le chargement d'une polaire pour une aile.

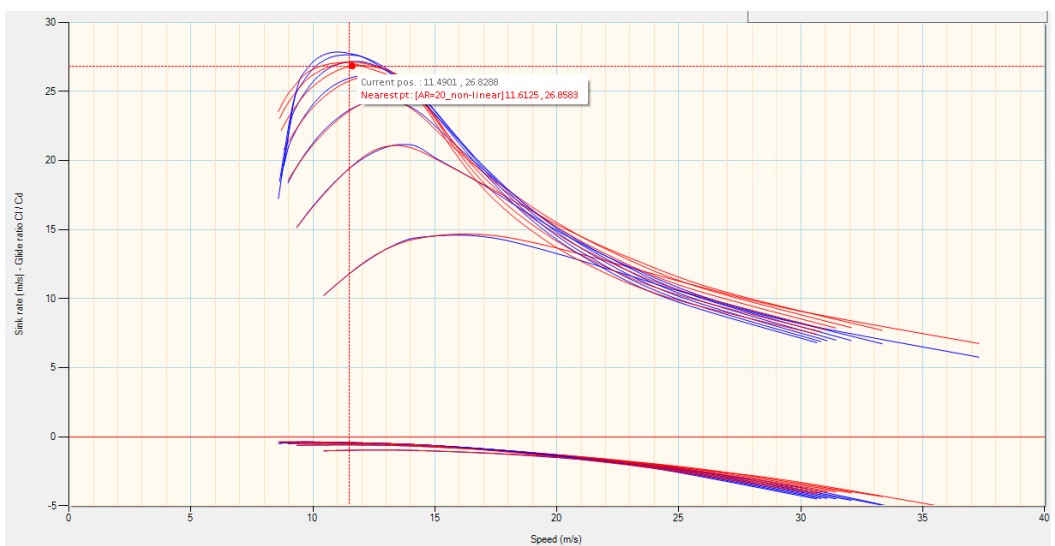
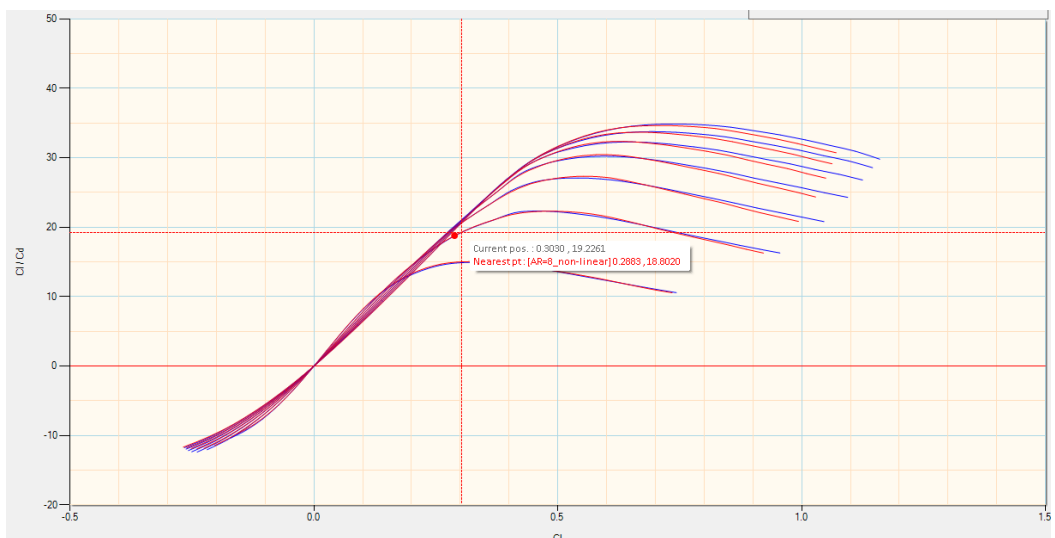
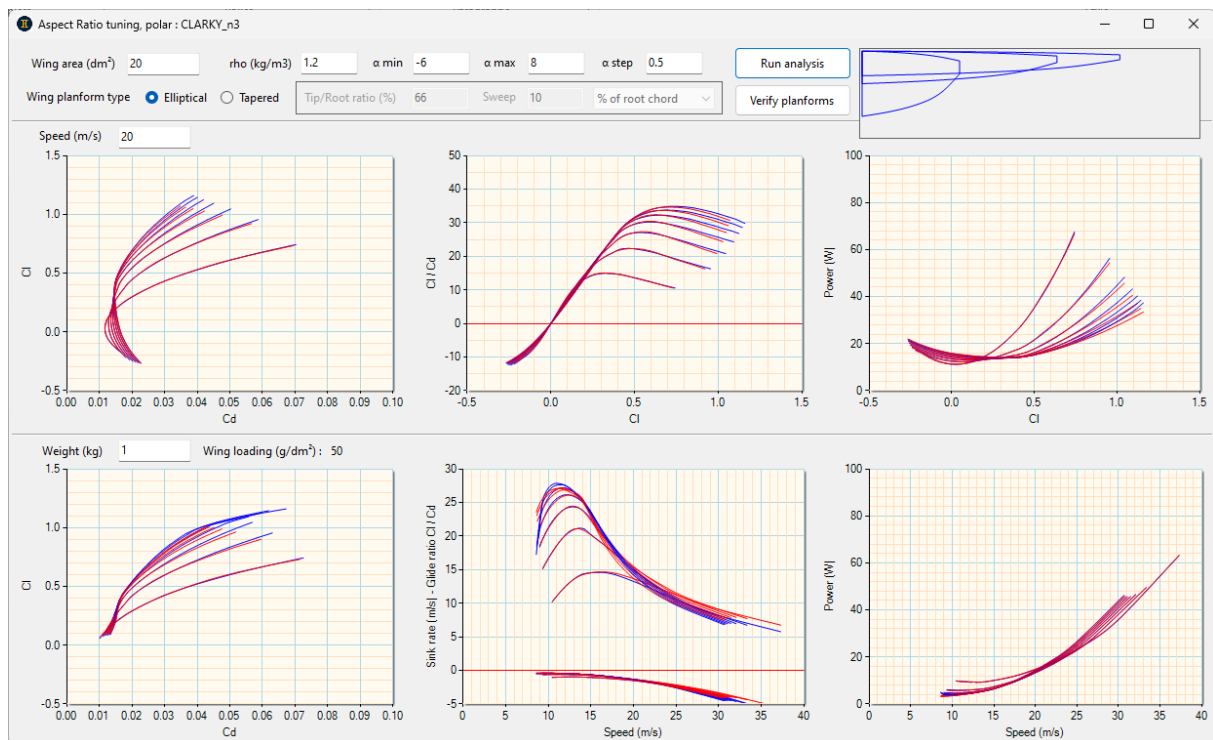
Le principe consiste, pour un profil donné associé à une surface et une forme d'ailes, à balayer une plage d'allongements. Les différentes polaires ainsi tracées permettent d'analyser l'effet de l'allongement sur les performances et, partant de là, choisir le meilleur compromis par rapport au domaine de vol souhaité.

Deux conditions de vol typiques sont étudiées simultanément :

- à portance constante et vitesse variable : palier, plané rectiligne



- à vitesse constante et portance variable : virage, boucle



La clé de l'utilisation de cet outil réside dans la définition du domaine de vol, que l'on peut synthétiser en 3 variables (vitesse de vol, masse et Cl) dont tout l'enjeu est d'identifier les valeurs types. Un exemple pour le F3F : <https://www.rc-network.de/threads/flugvermessung-bei-f3f.11812891/>

#### 4.3.8 Définition de l'empennage horizontal et des dérives

Cet écran est structuré exactement de la même manière que celui des ailes, à quelques petites différences près :

- le profil et le dièdre sont constants sur toute l'envergure
- pas de vrillage
- certaines données globales avion (volume de stabilisateur), y sont calculées

**Tail & fin(s) planforms (units : linear dimensions in mm, angles in °)**

**Tail planform**

	Panel 1	Panel 2	Panel 3	Panel 4	Panel 5
Root chord	150				
Tip chord	100				
Span	180				
Sweep dist.	50				

Tail position: X 550, Y 20, Z -20  
Foil: NACA0009\_15, Dihedral 0, Rot. Y 0.5

**Vertical fin(s)**

	Panel 1	Panel 2	Panel 3
Root chord	150		
Tip chord	100		
Span	150		
Sweep dist.	40		

Twin fins ☐

Foil: NACA0009\_15, Pos.: X 550, Y 0, Z -20

**Lift - Cm analysis**

360	Span (mm)
4.5	Area (dm <sup>2</sup> )
2.9	Aspect Ratio
127	M.A.C (mm)
55	A.C. local X pos (mm)
0.59	dCl/dCl <sub>∞</sub> 1.5D (lift eff.)
4.5	Hor. eff. area (dm <sup>2</sup> )
0.0	Ver. eff. area (dm <sup>2</sup> )
0.62	Tail volume

150	Span (mm)
1.9	Area (dm <sup>2</sup> )
1.2	Aspect Ratio
127	M.A.C (mm)
50.3	A.C. local X pos (mm)
0.27	dCl/dCl <sub>∞</sub> 1.5D (lift eff.)
1.9	Ver. tot. area (dm <sup>2</sup> )
----	Fin volume

#### 4.3.9 Définition du fuselage

**Fuselage (units : linear dimensions in mm, angles in °)**

Length: 900, Width: 80, Height: 80  
Body type: normal tail boom, Section shape: rectangular, rounded corners, Wing(s) connection quality: normal

Pos.: X -200, Y 0, Z -30, Rot. Y 0

**Calculated values:**

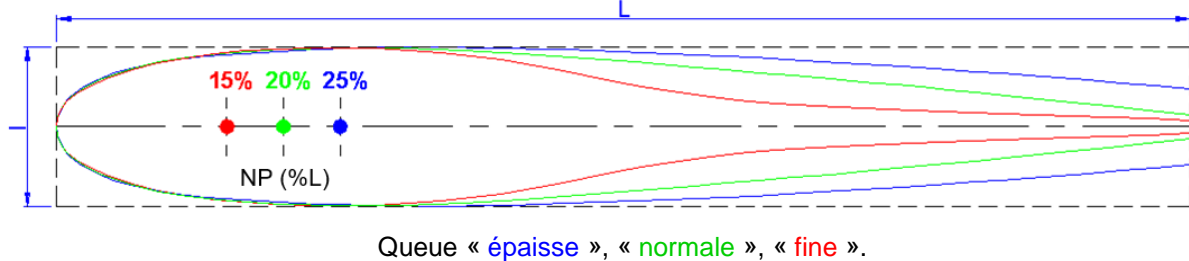
- Wet area (dm<sup>2</sup>): 23.8
- Hor. proj. area (dm<sup>2</sup>): 5.0
- NP local X pos (mm): 180.0

La modélisation du fuselage est volontairement très simple, avec une approche similaire à celle développée par Gilruth (cf. NACA Report 711), avec des coefficients recalés expérimentalement pour

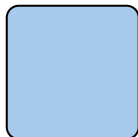
les faibles Reynolds. Les résultats sont robustes et très proches de ceux obtenus avec une méthode de discrétisation plus complexe comme celle de Multhopp (cf. NACA TM1036).

La seule précaution à prendre est de bien choisir une forme représentative visuellement du fuselage modélisé (se référer au dessin de l'avion dans l'interface principale), car elle conditionne à la fois la position du foyer longitudinal (influant sur l'équilibre et la stabilité) et la surface mouillée (influant sur les performances).

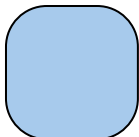
Type de fuselage (forme de queue, vue de dessus) :



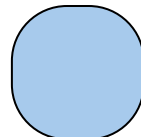
Section de fuselage (vue de face) :



Angles vifs

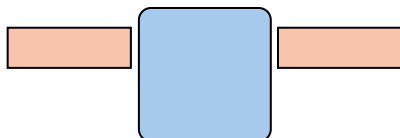


Angles arrondis

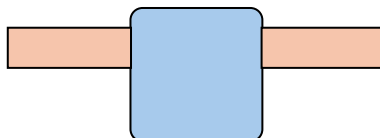


Forme ovoïde

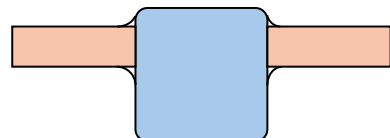
Connexion ailes / fuselage :



Mauvaise



Normale



Bonne

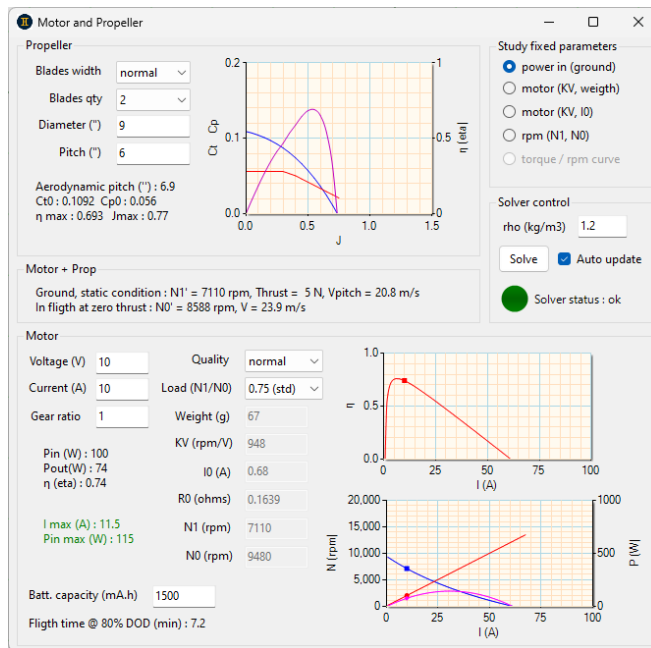
Traînée parasites :

- très faibles : fuselage type planeur moderne
- faibles : fuselage type planeur moderne avec hélice repliable
- moyennes : fuselage type avion électrique profilé avec entrées d'air type NACA
- élevées : fuselage type avion thermique avec prise d'air frontale + échappement saillant
- très élevées : fuselage type avion thermique ou planeur ancien avec haubans, cockpit ouvert, discontinuité(s) de paroi, forme arrière en « culot », etc.

#### 4.3.10 Définition du groupe moto-propulseur

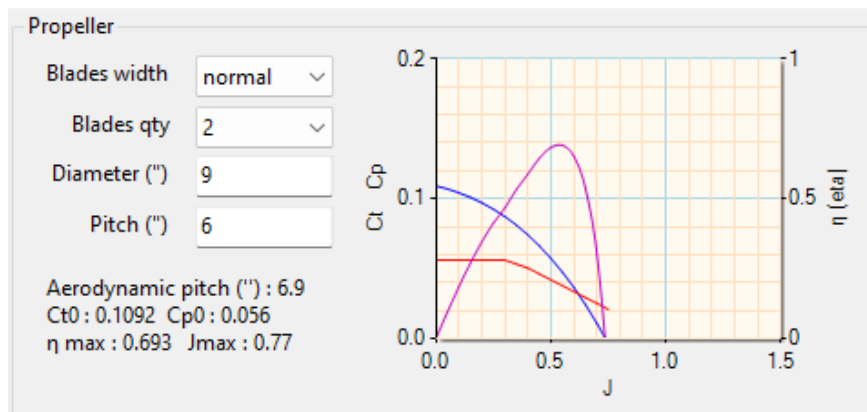
Le groupe moto-propulseur repose principalement sur une motorisation électrique, mais il est aussi possible de modéliser une motorisation thermique (via les régimes N0 et N1).

Tous les types d'hélice sont gérés, via le nombre de pale et la largeur de pale (étroite = APC Thin Electric, GWS HD, etc., normale = APC Sport, Master G/F, Graupner CAM, etc., large = APC-E, GWS SF, etc.).



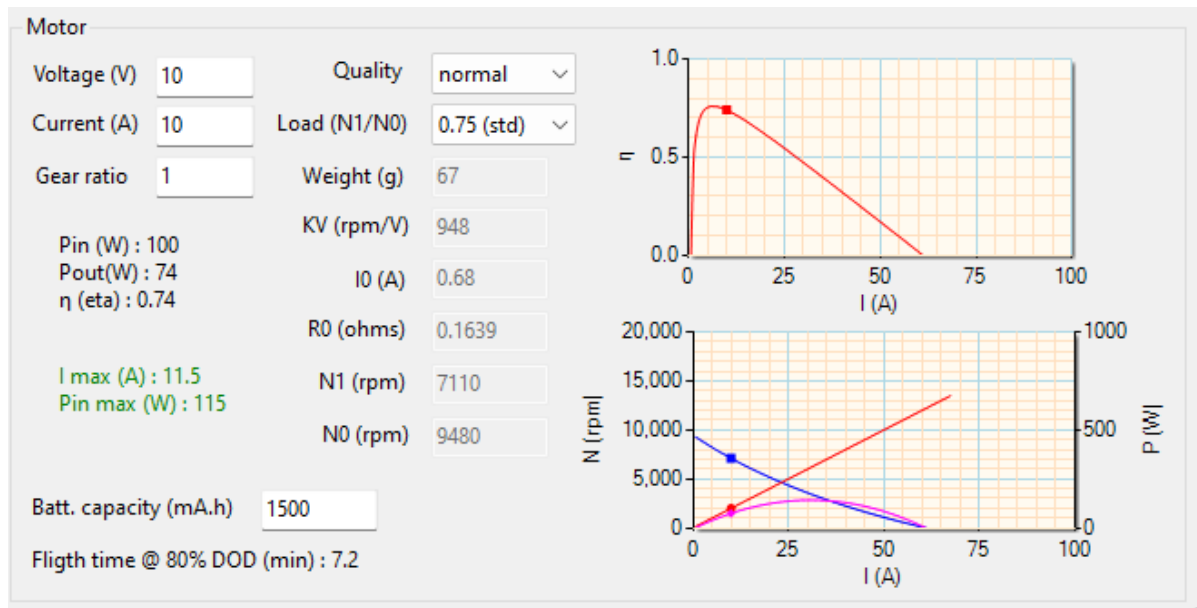
Les résultats de l'hélice sont donnés par les courbes des coefficients de traction ( $C_t$ ), puissance ( $C_p$ ) et rendement ( $\eta$ ) versus le facteur d'avancement ( $J = \text{vitesse de vol} / (\text{régime} * \text{diamètre hélice})$ ).

Contrairement aux calculateurs classiques basés sur des méthodes très approximatives (formule de Boucher, etc.) ne couvrant que le point de fonctionnement statique, G.A.D. utilise une modélisation aérodynamique des hélices basée sur des centaines de mesures réalisées en soufflerie (par ex. [UIUC Propeller DataBase](#)), du point statique ( $J = 0$ ) jusqu'à la vitesse de transparence (traction nulle,  $J = J_{\text{max}}$ ).



A noter que le pas saisi est le pas géométrique (= calage du profil de l'hélice à 70% du rayon) donné par les constructeurs. Le pas aérodynamique est ensuite calculé, avec généralement une valeur sensiblement plus élevée que le pas géométrique, ce qui explique que pas mal d'avions puissent voler à la vitesse de pas ( $V_{\text{pitch}}$ ), alors qu'on s'attendrait à une vitesse inférieure.

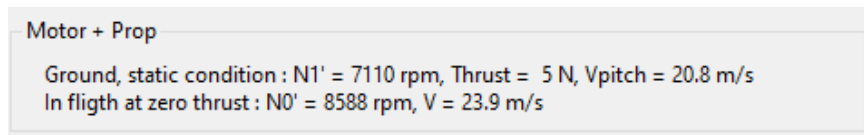
Le modèle de calcul des moteurs est lui aussi basé sur des données physiques, intégrant des corrections automatiques de  $R_i$  et  $I_0$  (ce ne sont pas des constantes) en fonction de la densité de puissance et du régime.



Ces modélisations avancées offrent deux avantages déterminants :

- elles sont génériques, aucune liste de matériel et/ou de fabricant n'est à dérouler pour identifier les éléments étudiés, il suffit de saisir leurs caractéristiques physiques (qui sont faciles à mesurer et/ou trouver dans les données constructeur).
- elles permettent de calculer de manière précise le domaine de vol au moteur (par croisement avec les performances aérodynamique de l'avion)

Evidemment, le point de fonctionnement au sol est calculé (les unités peuvent être changées via la ToolBox) :



La masse volumique de l'air ( $\rho$ ) est prise en compte dans les calculs. Le solveur peut résoudre différents cas de figure, en fonction des paramètres connus et/ou fixés et des objectifs de l'étude (un status indique si le solveur trouve une solution aux données d'entrées saisies) :

- puissance d'entrée imposée : le solveur détermine le moteur qui entraînera l'hélice choisie en consommant cette puissance
- moteur connu (KV et poids ou KV et I0) : le solveur calcule le régime et l'intensité avec l'hélice choisie
- régimes principaux connus (avec l'hélice et à vide) : cela permet de simuler tout type de moteur, y compris thermique.

**Study fixed parameters**

- ☒ power in (ground)
- ☐ motor (KV, weighth)
- ☐ motor (KV, I0)
- ☐ rpm (N1, N0)
- ☐ torque / rpm curve

**Solver control**

rho (kg/m3) 1.2

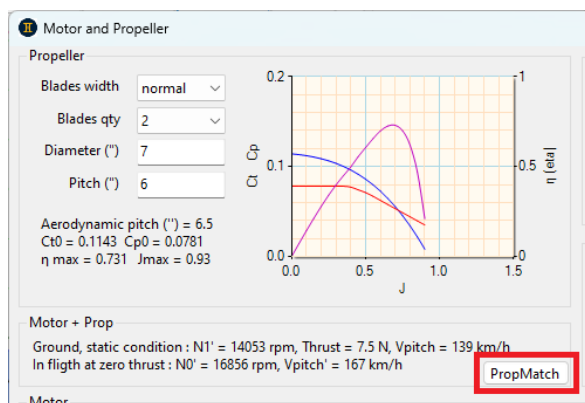
Solve ☒ Auto update

☒ Solver status : ok

#### 4.3.11 PropMatch

Ce module permet de déterminer automatiquement les ensembles moteur + hélice adaptés à un point de fonctionnement en vol donné pour l'avion en cours d'étude. Cela évite les nombreuses itérations du dimensionnement du groupe moto-propulseur et permet d'aller directement à une solution optimale.

PropMatch se lance depuis l'interface de saisie de la motorisation :



index	Prop dia (°)	Prop pitch (°)	Prop rpm (flight)	Prop eta (%) (flight)	P shaft (W) (flight)	Motor KV	Motor weight (g)	P elec (W) (ground)	Current (A) (ground)	P elec (W) (flight)	Current (A) (flight)	Global eta (%) (flight)
70	10	4	11837	52	221	1434	71	356	33.9	326	31.1	35.3
71	10	4.5	11001	55.3	209	1340	71	323	30.8	308	29.3	37.4
72	10	5	10310	58.5	197	1265	71	298	28.4	291	27.7	39.6
73	10	5.5	9738	61.4	188	1205	71	280	26.7	278	26.5	41.5
74	10	6	9247	63.8	181	1155	71	268	25.5	267	25.4	43.1
75	10	6.5	8836	65.5	176	1116	72	261	24.9	260	24.8	44.3
76	10	7	8482	66.3	174	1085	74	260	24.8	257	24.4	44.9
77	10	7.5	8177	66.3	174	1061	76	265	25.2	256	24.4	44.9
78	10	8	7919	65.4	176	1041	79	273	26	261	24.8	44.3
79	10	8.5	7686	63.7	181	1017	82	278	26.5	267	25.4	43.1
80	10	9	7489	61.2	188	997	85	289	27.5	277	26.4	41.5
81	10	9.5	7320	58.5	197	982	90	305	29	290	27.6	39.7
82	10	10	7173	55.4	208	970	95	326	31	307	29.2	37.6
83	10	10.5	7039	51.9	222	958	100	349	33.2	326	31.1	35.3
84	10	11	6930	48.2	239	943	106	371	35.3	351	33.4	32.8

Les différentes zones de ce module :

- 1 : définition du point de fonctionnement en vol (masse avion, vitesses horizontale et verticale par rapport au sol) et résultats associés (vitesse sur trajectoire et pente de montée, traction et puissance d'hélice à fournir). Par définition,  $V_z = 0$  correspond à un vol en palier et  $V_x = 0$  correspond à une montée verticale.
- 2 : définition des caractéristiques moteur principales (tension d'alimentation et réducteur éventuel) et plage d'hélice à balayer (diamètre mini à maxi et pas de balayage). Le pas d'hélice est automatiquement calculé par pas de 0.5" dans une plage de 40% à 120% du diamètre étudié. Dans le cas où les diamètres d'hélice mini et maxi sont identiques, le pas de balayage du pas d'hélice passe à 0.1".
- 3 : bouton pour lancer le solveur automatique. Pour l'arrêter en cours de fonctionnement, presser la touche « ESC » du clavier.
- 4 : liste des résultats, avec un ascenseur (à droite) pour les faire défiler. Chaque ligne est sélectionnable et copiable dans un tableur type excel (ctrl+v, puis ctrl+v), de même que le tableur entier (ctrl+a pour tout sélectionner).
- 5 : bouton d'export des résultats au format .CSV.

Pour ne pas alourdir cette analyse, certains paramètres sont fixés par défaut :

- la qualité et le taux de chargement du moteur sont fixés à « normale ».
- le nombre de pale est fixé à 2 et la largeur de pale à « moyen ».
- la masse volumique de l'air est fixée à 1.2 kg/m3.

Les résultats peuvent être triés, suivant la stratégie de motorisation retenue, en cliquant sur l'entête de chaque colonne (un triangle apparait pour indiquer le sens de tri).

Par exemple :

- pour avoir le meilleur rendement propulsif :

Index	Prop dia (")	Prop pitch (")	Prop rpm (flight)	Prop $\eta$ (%) (flight)	P shaft (W) (flight)	Motor KV	Motor weight (g)	P elec (W) (ground)	Current (A) (ground)	P elec (W) (flight)	Current (A) (flight)	Global $\eta$ (%) (flight)
210	16	13.5	3668	73.4	157	449	154	247	23.5	231	22	50.1
184	15	12.5	4062	73.5	157	502	139	245	23.3	230	21.9	50.1
183	15	12	4172	73.3	157	512	136	244	23.2	230	21.9	50
185	15	13	3961	73.3	157	494	142	248	23.6	230	21.9	50
211	16	14	3579	73.2	158	442	157	249	23.7	231	22	50
159	14	11.5	4551	73.2	158	568	125	246	23.4	232	22.1	49.9
209	16	13	3760	73.1	158	458	151	246	23.4	231	22	49.9
158	14	11	4678	73.1	158	579	123	244	23.2	232	22.1	49.8
160	14	12	4433	72.9	159	559	129	250	23.8	233	22.2	49.7
212	16	14.5	3498	72.8	158	435	161	253	24.1	232	22.1	49.7
186	15	13.5	3871	72.7	159	487	146	254	24.2	233	22.2	49.6
182	15	11.5	4295	72.7	159	523	135	246	23.4	233	22.2	49.6
208	16	12.5	3864	72.5	160	467	149	248	23.6	234	22.3	49.5
157	14	10.5	4820	72.5	159	592	121	245	23.3	234	22.3	49.4
136	13	10.5	5148	72.4	159	649	112	247	23.5	234	22.3	49.3

- suivant le KV moteur, pour vérifier si un moteur dont on dispose déjà pourrait convenir :

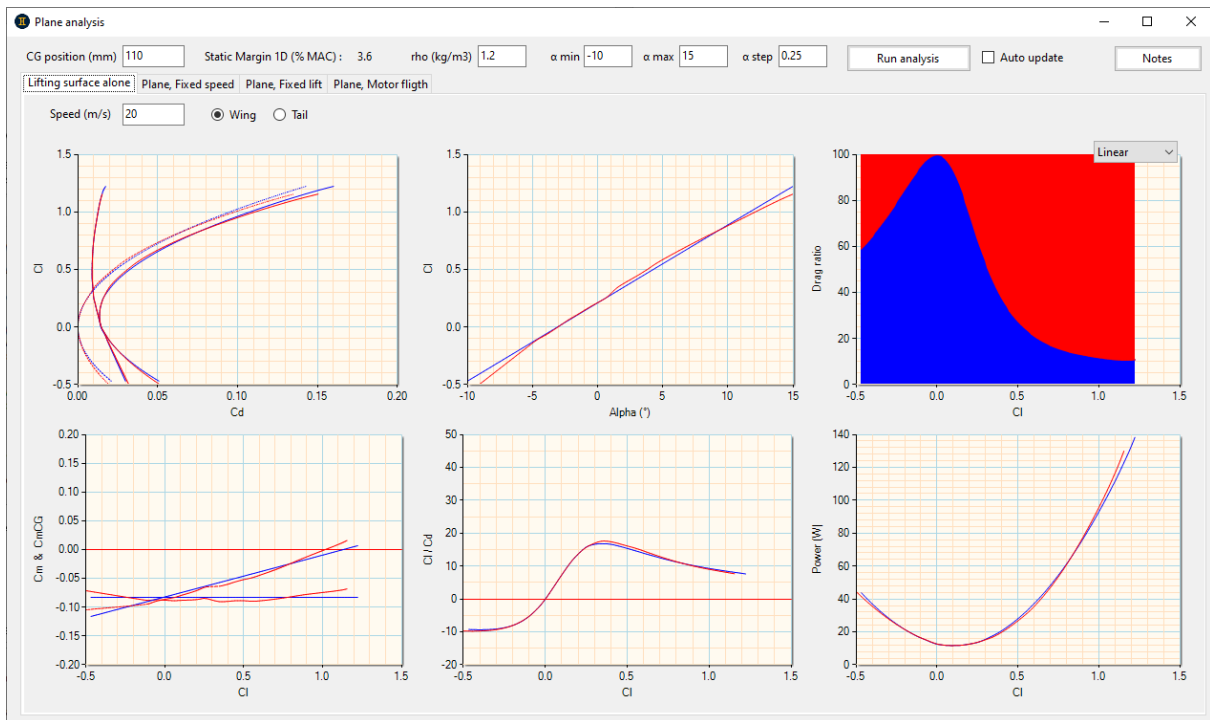
Index	Prop dia (")	Prop pitch (")	Prop rpm (flight)	Prop $\eta$ (%) (flight)	P shaft (W) (flight)	Motor KV	Motor weight (g)	P elec (W) (ground)	Current (A) (ground)	P elec (W) (flight)	Current (A) (flight)	Global $\eta$ (%) (flight)
63	9	8	9063	58	199	1216	74	303	28.9	294	28	39.3
87	11	4.5	10173	52.4	220	1222	83	362	34.5	325	30.9	35.5
62	9	7.5	9303	60.4	190	1239	71	289	27.5	281	26.8	40.9
72	10	5	10310	58.5	197	1265	71	298	28.4	291	27.7	39.6
61	9	7	9600	61.9	186	1270	68	281	26.8	275	26.2	41.9
60	9	6.5	9946	62.9	183	1302	65	276	26.3	271	25.8	42.5
59	9	6	10362	62.8	184	1335	63	272	25.9	272	25.9	42.4
71	10	4.5	11001	55.3	209	1340	71	323	30.8	308	29.3	37.4
58	9	5.5	10839	61.8	186	1377	62	273	26	273	26	41.8
53	8	9.5	10355	34.3	335	1409	91	492	46.9	492	46.9	23.4
52	8	9	10467	38.2	301	1424	84	443	42.2	443	42.2	26
70	10	4	11837	52	221	1434	71	356	33.9	326	31.1	35.3
57	9	5	11430	59.8	193	1435	61	282	26.9	282	26.9	40.4
51	8	8.5	10605	42.2	273	1443	77	402	38.3	402	38.3	28.7
50	8	8	10778	46.5	248	1466	72	370	35.2	365	34.8	31.6

- ou tout autre critère, comme la masse du moteur, etc.

Pour revenir au tri par défaut (diamètre puis pas d'hélice), il suffit de cliquer sur l'entête de la colonne « index ».

#### 4.4 Analyses perfo, équilibre et stabilité

Cet écran permet de simuler les performances de l'avion suivant différents contextes.



Les graphiques permettant les analyses les plus courantes sont propres à chaque contexte. Il est possible d'aller plus loin dans l'analyse, en exportant les performances pour les dépouiller dans l'outil de comparaison intégré à G.A.D.

##### 4.4.1 Paramètres de simulation

Les paramètres situés dans le bandeau sont appliqués à toutes les simulations :

CG position (mm)  Static Margin 1D (% MAC) : 3.6

rho (kg/m3)  alpha min  alpha max  alpha step

Le lancement de l'analyse se fait pour le contexte en cours (aile isolée, avion, etc.), et peut être manuel ou automatique (à chaque changement d'une dimension de l'avion) :

☐ Auto update

Les paramètres situés dans les onglets sont spécifiques au contexte en cours :

Speed (m/s)  ☒ Wing ☐ Tail



#### 4.4.2 Exportation des performances

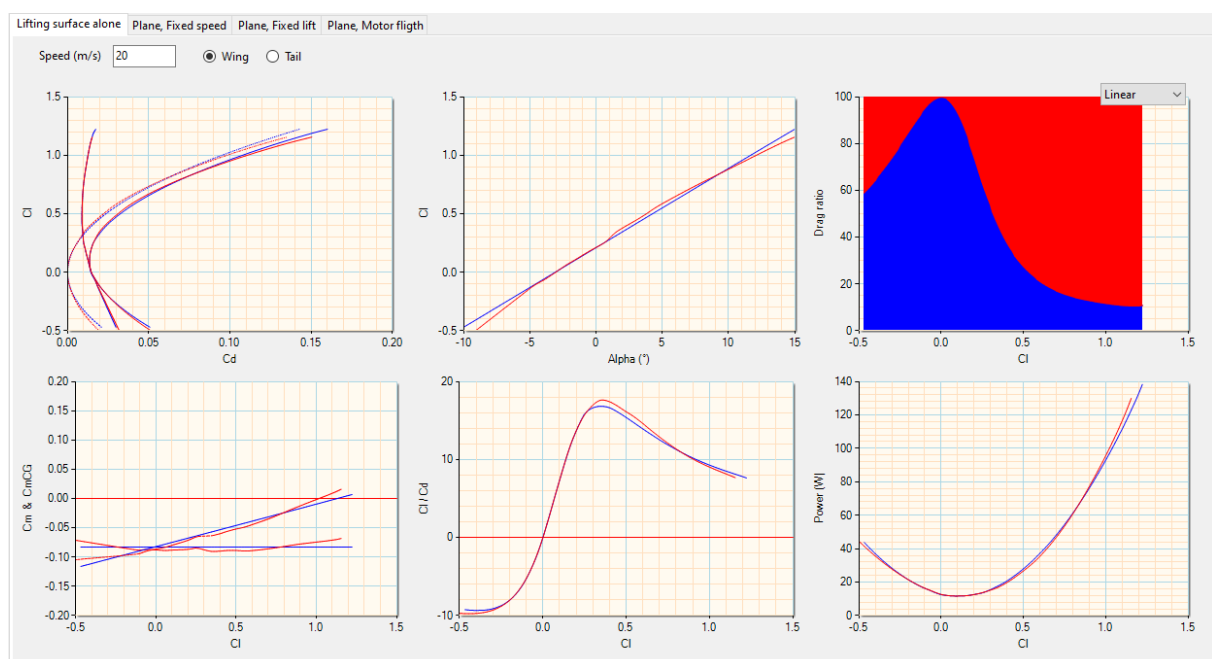


Pour chacun des contextes d'analyse, présentés ci-après, ces deux boutons permettent d'exporter les résultats suivant deux formats :

- CSV : pour un dépouillement personnalisé sur tableur type Excel
- XML: pour un dépouillement dans l'outil de comparaison de performances intégré dans G.A.D.

#### 4.4.3 Analyse ailes ou stabilisateur isolé

On y retrouve les performances des ailes et de l'empennage horizontal isolément du reste de l'avion.



On peut noter que le vol dos ( $Cl$  négatifs) peut être étudié en même temps que le vol normal.

Les courbes en bleue concernant la résolution en linéaire, tandis que celle en rouge concernent le non-linéaire (prise en compte de la pente réelle  $dCl/d\alpha$  du ou des profils).

#### 4.4.4 Analyse avion à vitesse constante

L'avion est analysé à une vitesse donnée et à incidence variable, c'est-à-dire lors d'une manœuvre comme une boucle ou un virage serré. Le solveur calcule à la fois les performances ( $Cd$ ,  $Cl/Cd$ , etc.) mais aussi l'équilibre ( $CmCG$ ) et la stabilité ( $dCmCG$ ) en tangage.

Rappels :

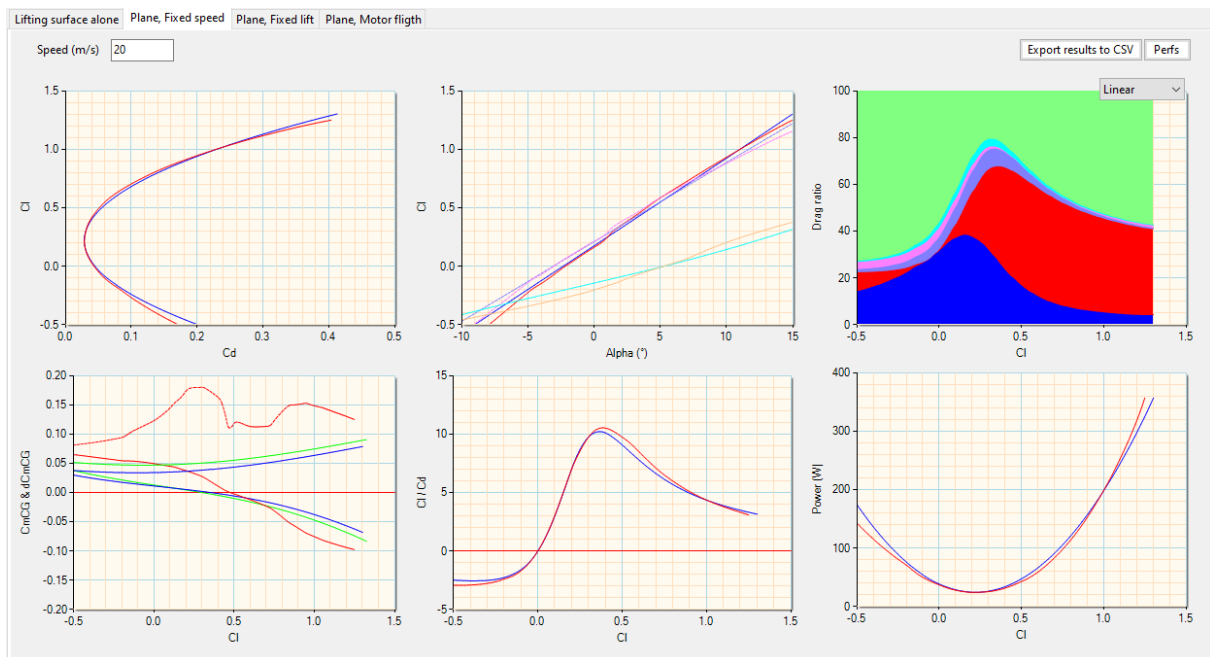
- L'équilibre longitudinal est réalisé, pour un point de fonctionnement donné ( $Cl$ , vitesse de vol), quand  $CmCG = 0$  à ce point.
- La stabilité, autour de ce point d'équilibre, est :
  - o positive quand la courbe  $CmCG$  est décroissante (pente négative).
  - o nulle (centrage neutre, c.a.d. au foyer général) quand la courbe de  $CmCG$  est horizontale (pente nulle)
  - o négative (instable) quand la courbe de  $CmCG$  est croissante (pente positive).
- Le taux de stabilité est donné par la courbe  $dCmCG$  (dérivée de  $CmCG$ , c'est-à-dire la pente de cette courbe), et est assimilable à la marge statique.

Pour rester homogène à la notion de marge statique, et donc comparable avec cette valeur, la définition de  $dCmCG$  retenu est la suivante :  $dCmCG = -CmCG / 2\pi.A.d\alpha$ .  
Avec :  $A$  l'efficacité de portance  $1.5D$  et  $d\alpha$  la différence entre l'incidence locale et l'incidence d'équilibre.

En conséquence, si la courbe de  $CmCG$  ne croise pas l'ordonnée nulle, il n'y a pas d'incidence d'équilibre et la stabilité n'est pas calculable.

A noter que :

- cette définition de  $dCmCG$  représente la raideur en tangage de l'avion, qui est la notion la plus pertinente pour étudier la stabilité sur cet axe.
- les courbes de  $1.5D$  et VLM linéaire sont calculées à déflexion de sillage variable (la hauteur et la position axiale de l'empennage sont recalculées à chaque incidence), ce qui donne des courbes qui ne sont pas nécessairement linéaires.

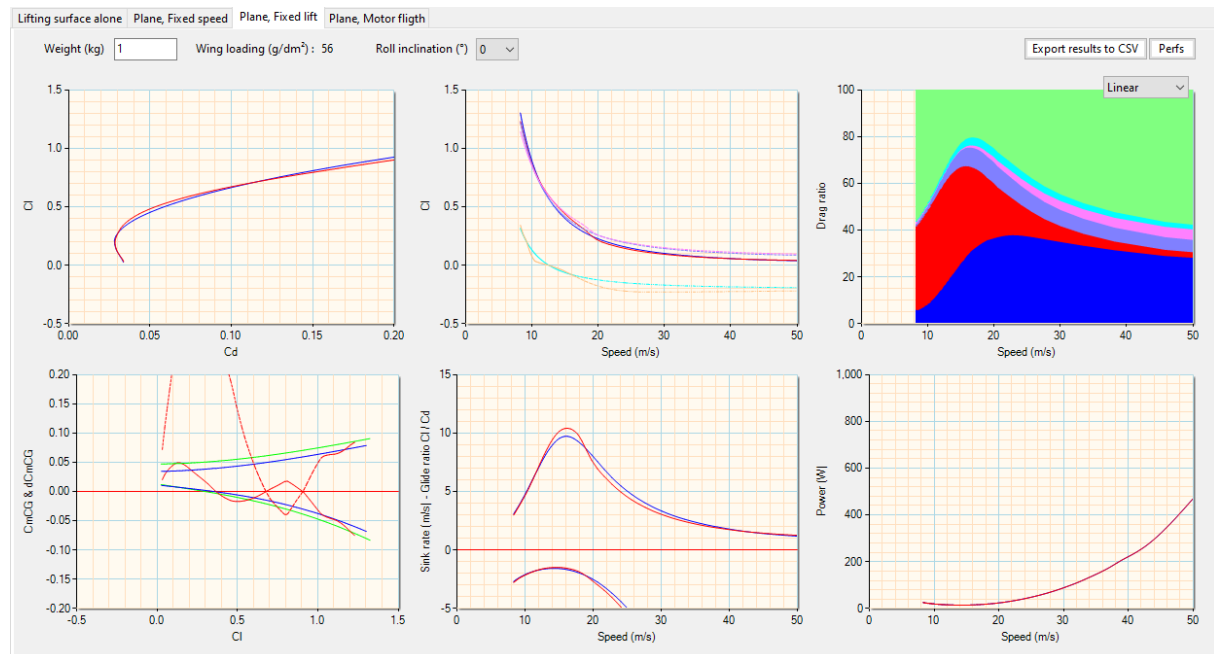


Cette approche permet de prédire (en non-linéaire) le comportement de l'avion au décrochage, suivant comment la courbe de  $CmCG$  évolue à ce régime de vol. Par exemple, on pourra très nettement constater la perte d'efficacité d'un stabilisateur en Vé ou en Té aux grands angles.

Ici, le  $Cl$  d'équilibre de l'avion est de 0.3 en résolution linéaire et 0.5 en non-linéaire, avec une stabilité autour de 5% en linéaire évoluant vers 8% aux grands angles. Dans ce cas de figure, l'appareil aura tendance à reprendre naturellement sa trajectoire une fois lâchée la profondeur, même aux abords du décrochage. La courbe  $dCmCG$  en non-linéaire est plus élevée et chaotique, cela traduit l'utilisation de profil(s) avec un Reynolds critique un peu trop proche du domaine de fonctionnement de cet avion. Cela peut être corrigé par l'utilisation de turbulateur, ou avec un ou des profils plus adaptés.

#### 4.4.5 Analyse avion à portance constante

L'avion est analysé à portance constante (= poids), c'est-à-dire en palier à hauteur constante (avion au moteur) ou en descente en plané (planeur), que ce soit en ligne droit ou en virage équilibré. C'est l'outil d'analyse le plus classique pour étudier les performances et la stabilité.



On y retrouve les mêmes notions d'équilibre et de stabilité que pour l'analyse à vitesse constante, avec ici la mise en exergue des effets de Reynolds de l'analyse non-linéaire.

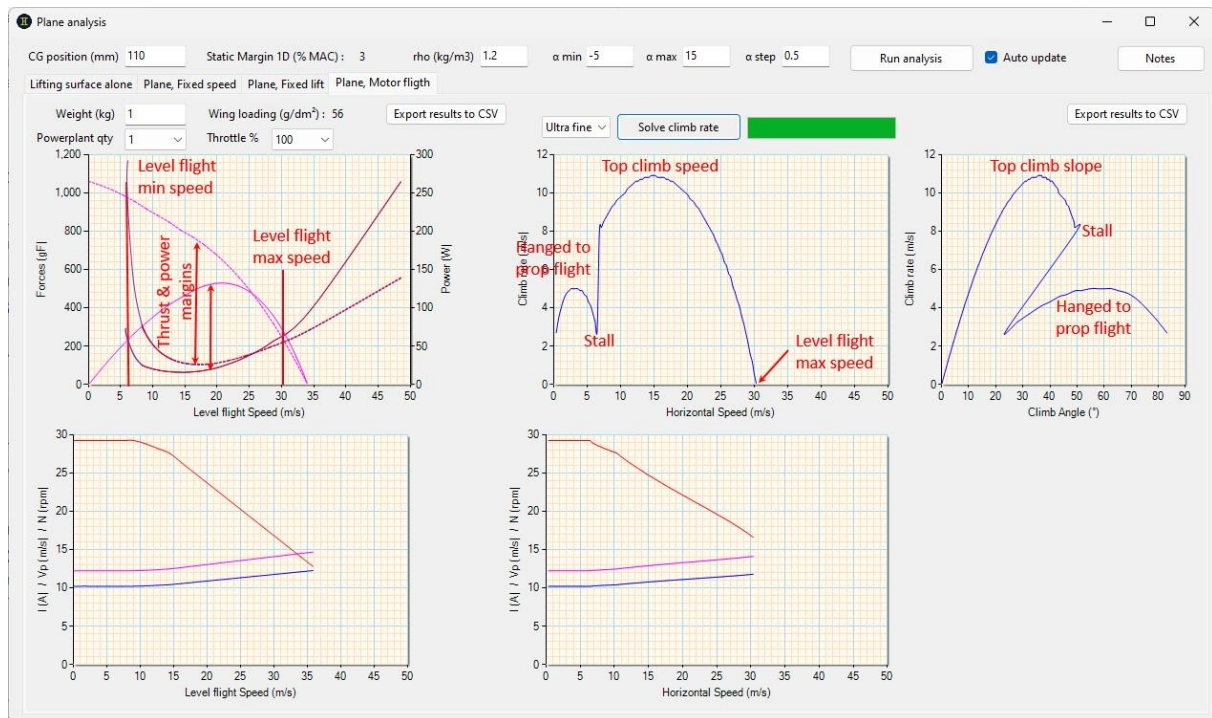
On pourra remarquer sur la courbe dCmCG non-linéaire que le vol est très stable à faible et forte incidence, mais présente une zone légèrement instable à  $Cl = 0.8$ . Cela demandera une vérification du nCrit utilisé pour le soufflage des profils et, s'il est bien représentatif, l'utilisation d'un turbulateur (ou un changement du profil incriminé) pour améliorer les choses. A minima, le centrage pourra être avancé pour que la stabilité soit positive sur tout le domaine de vol.

#### 4.4.6 Analyse avion au vol au moteur

L'avion est analysé au vol au moteur dans deux phases de vol typiques :

- en palier : analyse de la réserve de puissance et/ou traction et recherche de la vitesse max ainsi que de la vitesse de second régime
- en montée : analyse du taux et angle de montée en fonction de la vitesse horizontale

Dans les deux cas, le régime hélice ainsi que la vitesse périphérique de pale et l'intensité moteur sont calculés à chaque point de fonctionnement étudié.



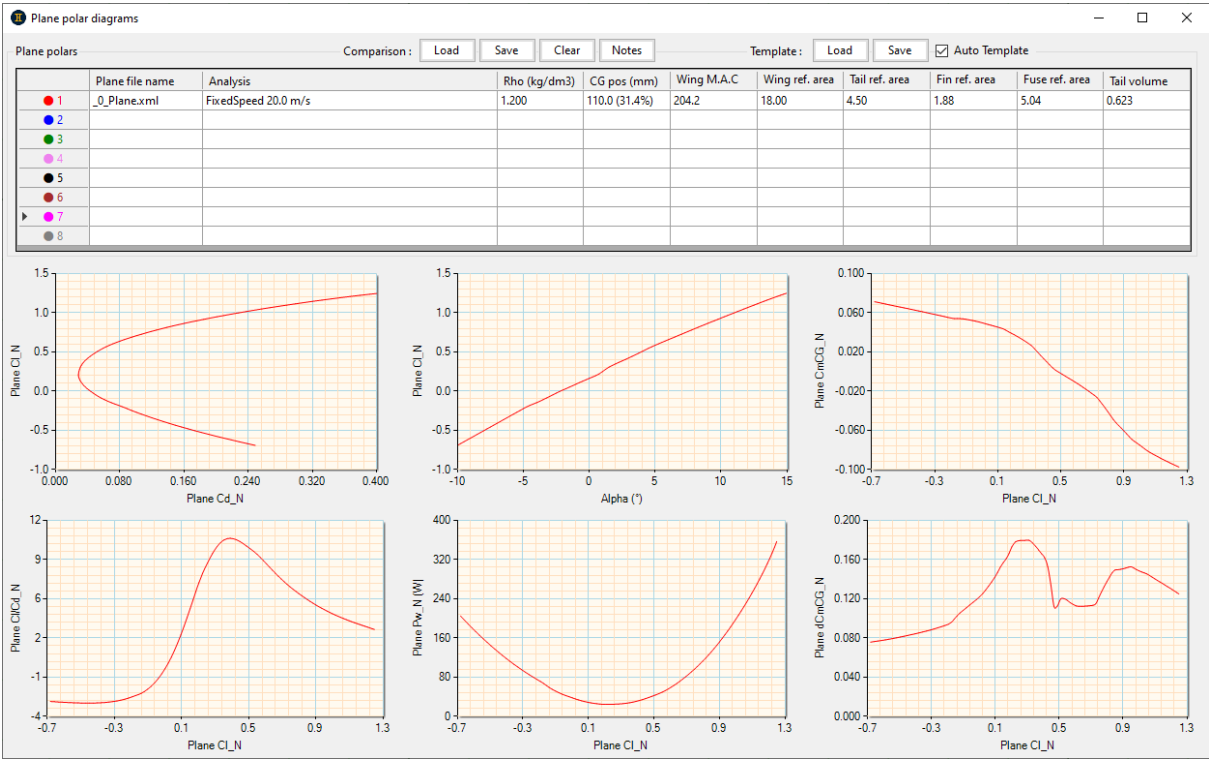
On notera que le graphique en haut à gauche présente deux échelles d'ordonnées, de manière à présenter simultanément le vol en palier en puissance (transmise par l'hélice versus dissipée par l'avion) et en forces (traction de l'hélice versus traînée de l'avion).

Le calcul du vol en montée n'étant pas instantané, il doit être régénéré manuellement après un changement de données d'entrée.

## 4.5 Comparaison des performances avion

### 4.5.1 Interface

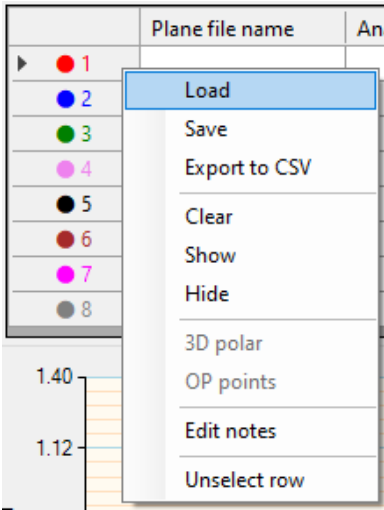
L'écran de comparaison des [polaires de] performances avion se présente strictement de la même manière que celui de comparaison des polaires profil.



Il permet de comparer plusieurs avions différents, ou le même avec des paramètres différents (masse, allongement, etc.).

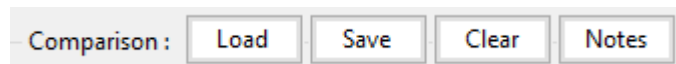
### 4.5.2 Gestion des performances

De la même manière que pour l'écran de comparaison de polaires profils, un clic sur chaque ligne ouvre le menu permettant de charger / cacher / effacer / etc. une polaire de performance avion.



#### 4.5.3 Gestion des comparaisons

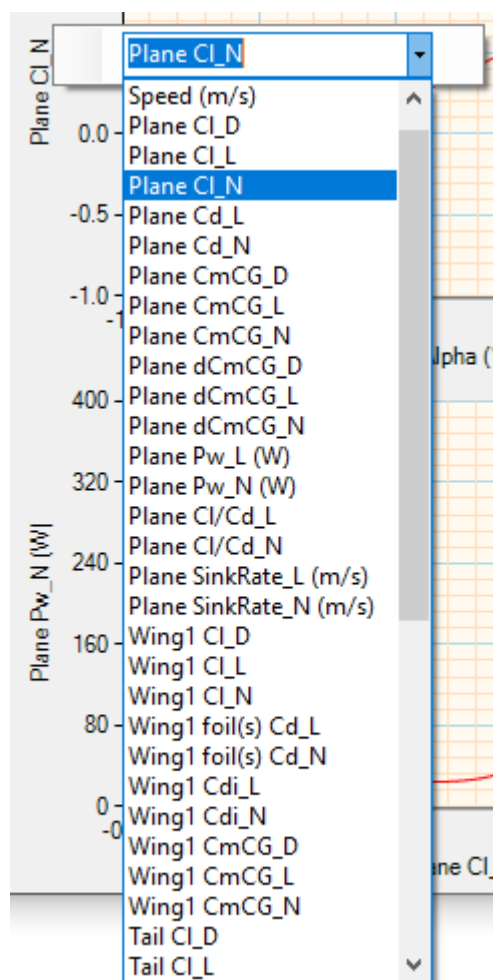
La aussi, le principe est strictement identique à celui des comparaisons de polaires profil.



#### 4.5.4 Configuration des axes

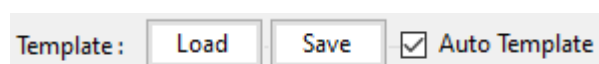
Contrairement au reste de l'application, les données affichées peuvent être paramétrées pour chacun des axes, de manière à dépouiller les résultats au plus près du besoin. Ce paramétrage est sauvegardé dans la comparaison en même temps que les données.

Pour cela, il suffit de cliquer sur l'étiquette de chaque axe, puis de choisir dans la liste déroulante les données à afficher :



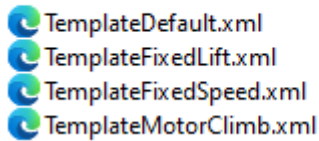
#### 4.5.5 Templates

Les « templates », ou « gabarits », sont des fichiers de configuration des axes de l'ensemble des graphiques.



Par défaut, l'application est livrée avec quatre templates :

» PlanesPerfs » Comparisons » Templates



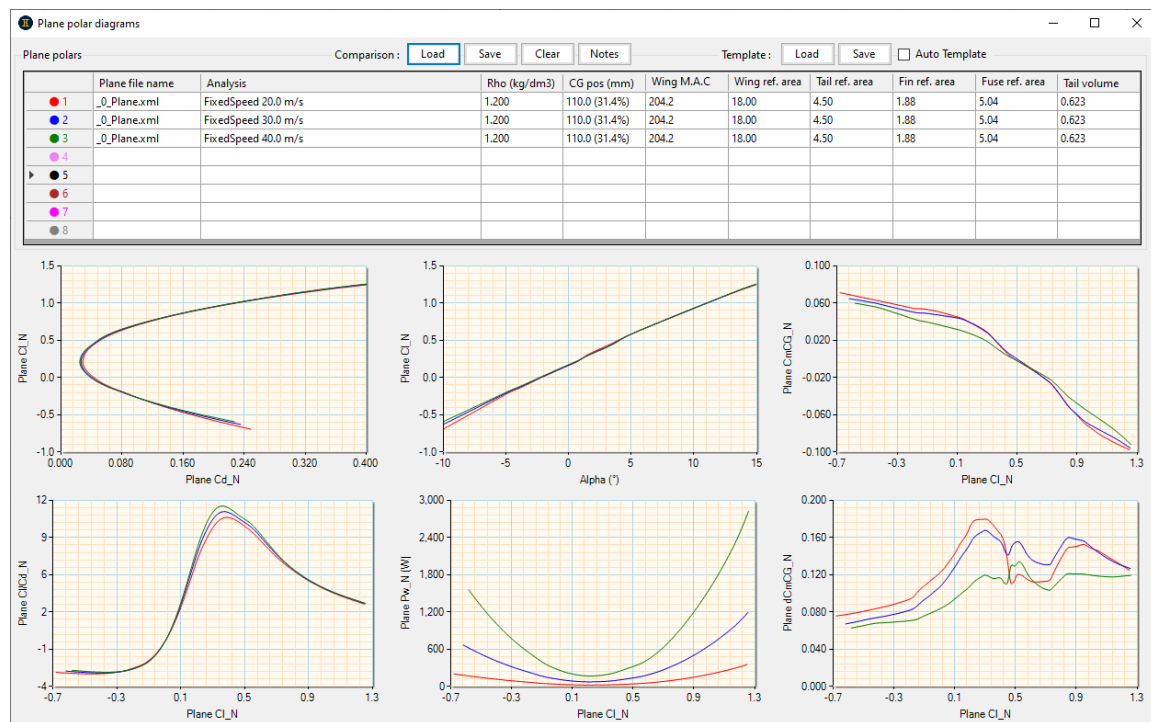
Ces fichiers standards (ne pas les renommer, ni les déplacer !) sont utilisés automatiquement au chargement d'une polaire de performance (en fonction de son type) si la case « Auto Template » est cochée. Comme son nom l'indique, le template « Default » est utilisé à l'ouverture de cet écran quand aucune polaire n'est chargée.

Il est possible de modifier ces templates, ainsi que d'en créer d'autres au besoin, en configurant les axes (peu importe qu'il y ait ou non des données affichées) puis en sauvegardant le template.

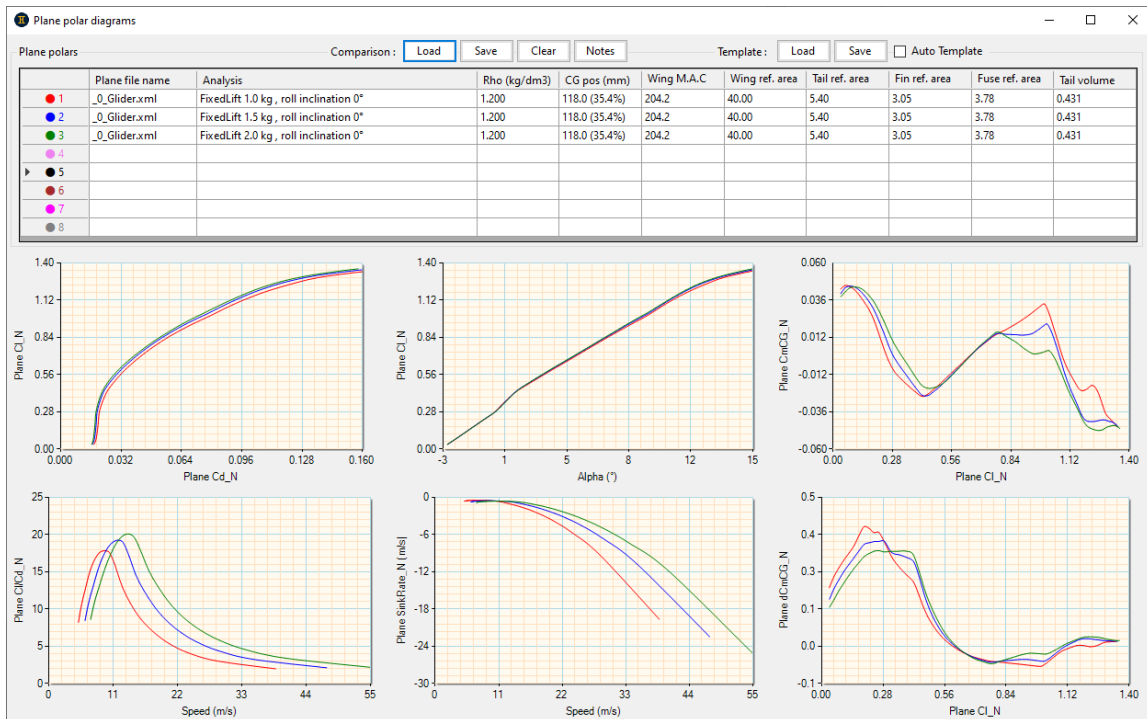
#### 4.5.6 Exemples de dépouillement

Voici quelques exemples de dépouillements réalisés avec les templates par défaut.

Etude de l'influence de la vitesse de vol en manœuvre :



## Etude de l'influence du ballast sur un planeur en plané :



## Etude de l'influence de la puissance moteur sur les performances de vol au moteur en montée (on y lit aussi la vitesse de pointe en palier, quand $V_z = 0$ ) :

