



**Analyse de profils et d'ailes
fonctionnant à faibles
nombres de Reynolds**

Document anglais d'origine : A. Deperrois
Traduction française par JL Coulon

Table des matières

| | |
|--|-----------|
| <u>1</u> | |
| <u>TABLE DES MATIÈRES.....</u> | <u>2</u> |
| <u>1 BUT.....</u> | <u>3</u> |
| <u>2 MODES DE CONCEPTION ET D'ANALYSE DE PROFIL.....</u> | <u>5</u> |
| <u>3 CONCEPTION DIRECTE DE PROFILS.....</u> | <u>10</u> |
| <u>4 ANALYSES 3D.....</u> | <u>12</u> |
| <u>5 SPÉCIFICITÉS DU CODE.....</u> | <u>60</u> |
| <u>6 REMERCIEMENTS.....</u> | <u>63</u> |
| <u>7 RÉFÉRENCES.....</u> | <u>64</u> |

1 But

Ce document n'est pas destiné à être un manuel d'aide formel mais plutôt un guide dans l'utilisation de XFLR5. Son but est d'expliquer les méthodes utilisées pour les calculs et de fournir une aide pour les aspects les moins intuitifs du logiciel. Introduction

1.1 Limitations du code et domaine de validité

Comme le logiciel XFoil d'origine, ce projet a été développé et est diffusé selon les termes de la Licence Publique Générale GNU.

Entre autres choses, un point important de la GPL est que :

« Ce programme est distribué dans l'espoir qu'il sera utile mais SANS AUCUNE GARANTIE, sans même la garantie implicite d'une QUELCONQUE VALEUR MARCHANDE ou de l'ADÉQUATION À UN BESOIN PARTICULIER. Voir la Licence Publique Générale GNU pour davantage d'informations. »

Le code a été prévu et écrit exclusivement pour la conception de modèles réduits de planeurs, pour lesquels il donne des résultats raisonnables et cohérents. L'utilisation du code dans tout autre but comme la conception d'un appareil réel est fortement découragée.

1.2 Historique du développement de XFLR5

Le principal but de XFLR5 était de fournir :

- une interface utilisateur conviviale à XFoil ;
- une conversion du code-source FORTRAN d'origine en langage C/C++ pour tous les développeurs qui pourraient en avoir besoin.

Ceci a été fait en accord et dans l'esprit du travail de grande qualité de Mark Drela et Harold Youngren qui ont été assez aimables pour en autoriser la libre utilisation selon la Licence Publique Générale.

Le logiciel résultant n'est pas censé être un produit professionnel, il n'offre donc aucune garantie de robustesse ni de précision et aucun support n'est fourni pour le produit. C'est simplement une application pour une utilisation personnelle, développée comme un loisir et diffusée selon les termes de la GPL afin de pouvoir être utilisée par tous.

Pour cette raison, il faut noter et comprendre que XFLR5 peut ne pas être sans défaut. Des bogues importants pouvant affecter la précision des résultats ont été signalés dans les versions bêta et ont été corrigés.

Cependant, XFLR5 a été testé en profondeur par comparaison avec d'autres logiciels et des résultats expérimentaux publiés, avec un certain succès jusqu'à présent, ceci permet d'avoir une certaine confiance dans les résultats qu'il fournit.

Les algorithmes pour l'analyse de profils implémentés dans XFLR5 sont exactement les mêmes que ceux du code XFoil d'origine, à l'exception de la conversion de FORTRAN vers C. Aucune modification ni amendement n'a été apporté. La conversion du code en elle-même peut avoir introduit d'autres bogues. Cependant, le code a été testé en profondeur par comparaison avec des analyses provenant de XFoil, toujours avec des résultats cohérents. On a pu trouver, dans certains cas, que l'un ou l'autre des deux programmes pouvait ne pas converger alors que l'autre le faisait ou que le chemin de convergence était différent entre les deux programmes. Ceci est dû à la manière différente dont les nombres flottants et les calculs sont traités par les deux compilateurs. Ceci dit, les résultats ayant convergé se trouvent très proches et si une différence existe, elle se trouve à l'intérieur des critères de convergence définis dans le code source de XFoil

On parlera donc, pour les résultats de XFoil et de XFLR5 pour l'analyse de profils, des « Résultats de XFoil ».

Les méthodes d'analyse d'une aile ont été ajoutées à partir de la version 2.00. Initialement, ceci était une suggestion de Matthieu Scherrer, qui a fait des essais avec son code Matlab « Miarex », de l'application de la théorie de la ligne portante non linéaire (désignée ici par « LLT ») à la conception

d'ailes fonctionnant avec un faible nombre de Reynolds.

Plus tard, est apparue la nécessité d'ajouter la « Vortex Lattice Method » (désignée ici par « VLM ») pour la conception et l'analyse d'ailes ayant une géométrie non compatible avec les limitations de la LLT.

La version v3.00 a introduit la méthode VLM recommandée par Katz et Plotkin et basée sur des quadrangles et les calculs de VLM d'avions possédant un stabilisateur horizontal et une dérive.

Le 31 mars 2007, XFLR5 est devenu un projet de développement à sources ouvertes hébergé par Sourceforge.net.

La version v4.00 introduit la méthode des panneaux 3D pour les ailes et les appareils, y compris, les options de modélisation des fuselages.

Jusqu'à cette dernière version, XFLR5 a été développé spécifiquement pour Windows, en utilisant les bibliothèques MFC de Microsoft. C'est une limitation du produit, qui le rend non disponible sous les systèmes Unix, Linux et MAC, sauf en utilisant un émulateur. Il a donc été décidé de réécrire le code en utilisant les bibliothèques multi-plateformes Qt4 de Trolltech. Cette version du code a été temporairement dupliquée sous le nom « QFLR5 » pour les étapes bêta, Elle a finalement été diffusée en tant que XFLR5 v5 en avril 2010. XFLR5 v5 n'offre pas de nouvelle fonctionnalité par rapport au code d'origine.

1.3 Structure du code

Cinq « Applications » différentes ont été implémentées :

- deux modes de conception directe qui sont pratiques pour comparer des profils et pour concevoir de nouveaux profils en utilisant des splines de type b ;
- les routines de conception de profil inverse mixte (QDES) et inverse complète (MDES), virtuellement non modifiées par rapport à l'original ;
- les routines d'analyse directe des profils (OPER) ;
- la conception et l'analyse d'ailes, d'appareils et de fuselages.

2 Modes de conception et d'analyse de profil

2.1 Généralités

Cette partie du code est construite autour de XFoil et de ses fonctionnalités principales, c'est-à-dire des routines de conception et l'analyse directe et inverse (OPER, MDES, GDES et QDES). À l'exception de l'implémentation de l'interface Windows, aucune fonctionnalité particulière n'a été ajoutée à ces modules.

Aucune connaissance particulière ni aucune expérience préalable de XFoil n'est nécessaire pour faire tourner et utiliser XFLR5. Cependant, les utilisateurs habitués à XFoil ne devraient pas avoir de difficulté pour reconnaître les nouvelles options de menu de style Windows.

Comme le moteur d'analyse est très peu modifié par rapport à l'original, les utilisateurs sont invités à se référer à l'aide d'origine de XFoil pour comprendre les buts, le fonctionnement et les limitations des analyses directe et inverse d'un profil. De base, leur utilisation dans XFLR5 est identique, avec un nombre limité d'adaptations nécessaires à l'interface Windows.

2.2 Analyse directe [Oper]

2.2.1 Objet profil

2.2.1.1 Base de données des profils

Les profils sont chargés depuis des fichiers de profils standard et enregistrés dans une base de données créée au moment de l'exécution. Un nombre quelconque de profils peut être chargé à tout moment.

2.2.1.2 Format de fichier

XFLR5 ne reconnaît que le format traditionnel pour les profils, c'est-à-dire des fichiers qui comportent le nom du fichier sur la première ligne, suivi par les coordonnées X,Y en partant du bord de fuite, en passant par le bord d'attaque et en retournant au bord de fuite dans les deux sens :

```
Nom_Profil
X(1) Y(1)
X(2) Y(2)
. .
. .
X(N) Y(N)
```

Les lignes qui comportent un « # » sont ignorées.

Aucune vérification particulière n'est effectuée sur la géométrie d'entrée. Si le profil n'est pas lu correctement par XFLR5, il est conseillé à l'utilisateur de vérifier le format du fichier de profil.

2.2.2 Modification de profil

XFLR5 fournit les mêmes options de modification de profil que le code d'origine de XFoil. Ce sont :

- Les améliorations locale et globale ;
- les modifications d'épaisseur, de cambrure, des positions de l'épaisseur maximum et de la cambrure maximum.

La modification de ces paramètres entraînera la création d'un nouveau profil.

Une fois un profil modifié, supprimé ou écrasé, tous les résultats associés sont effacés dans un souci de cohérence.

L'expérience montre – et XFOIL conseille — que l'amélioration des panneaux de profils, une fois qu'il a été chargé ou modifié, est habituellement une mesure prudente à prendre avant l'analyse.

2.2.3 Objet Analyse / Polaire

Au contraire de XFOIL, une analyse d'un profil donné ne peut être effectuée qu'après qu'un « objet polaire » ait été défini et associé à ce profil.

Les résultats de l'analyse seront automatiquement associés et ajoutés à l'objet polaire.

On peut créer et associer à un profil donné autant de polaires qu'on le souhaite.

Une polaire est définie par :

- son Type ;
- son nombre de Reynolds et son nombre de Mach ;
- les critères de transition laminaire vers turbulent ;
- les emplacements des transitions forcées sur les surfaces supérieures et inférieures.

Par défaut, le paramètre qui fixe les transitions spontanées est de 9, et la position des transitions forcées est définie au bord de fuite.

En plus des polaires de type 1, 2 et 3, qui demeurent inchangées par rapport à XFOIL, les polaires de type 4 ont été introduites, elles affichent les données pour un angle d'attaque donné avec un nombre de Re variable. Le but est de permettre la détermination du nombre de Re critique.

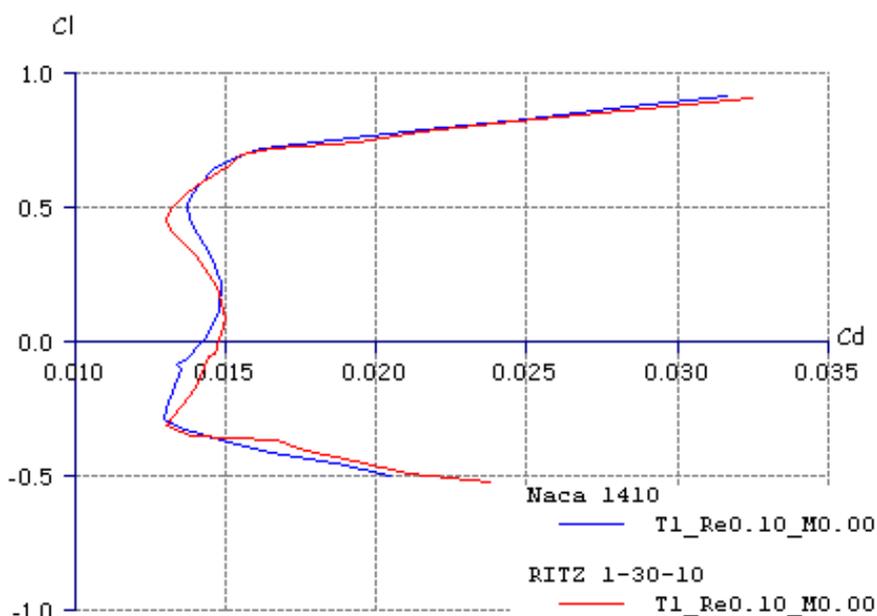


Figure 1 – Exemple de polaire Eiffel

2.2.4 Objet point de fonctionnement (OpPoint)

Le point de fonctionnement d'un profil donné est défini par son angle d'attaque et son nombre de Reynolds. Il est toujours associé à un profil et à un objet Polaire. Le point de fonctionnement comporte les résultats visqueux et non visqueux de l'analyse.

Un nombre quelconque d'OpPoints peut être enregistré dans la base de données créée au moment de l'exécution, la seule limitation étant la capacité mémoire de l'ordinateur. Les OpPoints peuvent utiliser une quantité importante de mémoire.

Afin d'assurer la cohérence, toute modification du profil ou de la polaire entraîne la suppression du point de fonctionnement de la base de données.

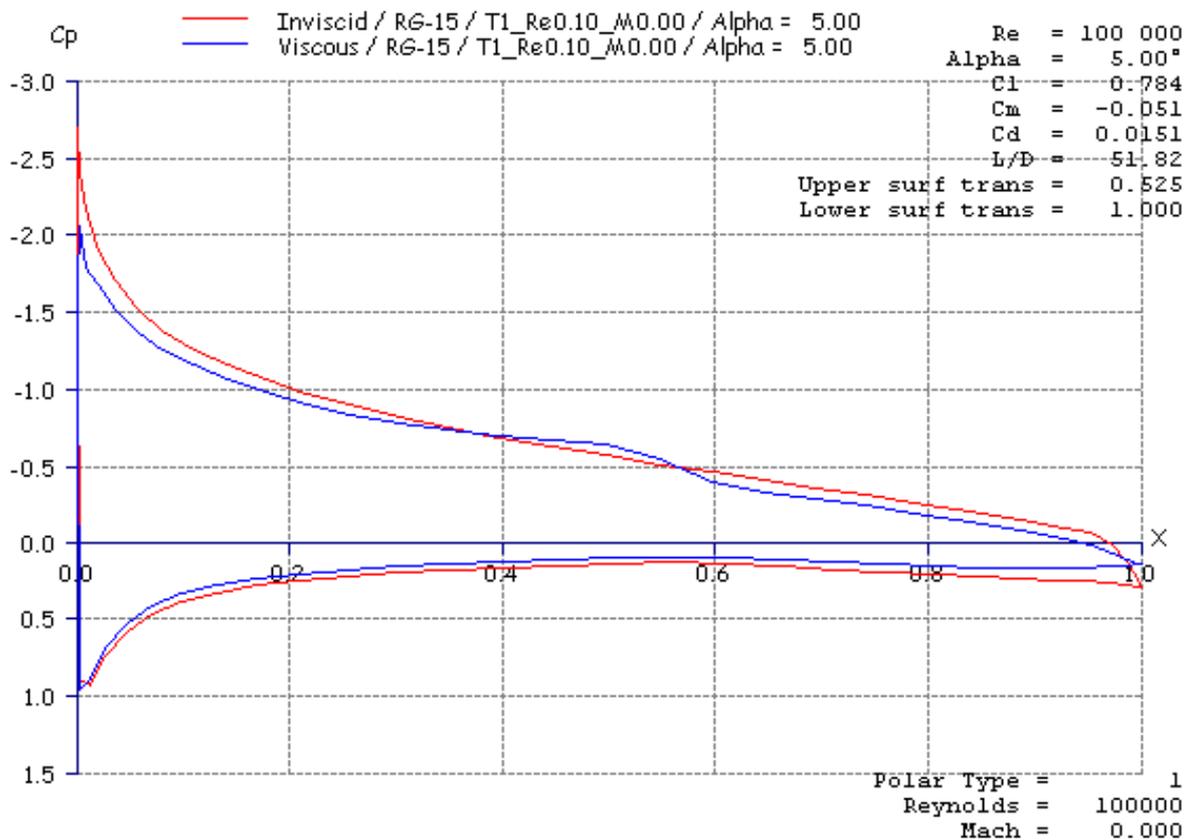


Figure 2 – illustration de Cp

2.2.5 Analyse XFOil

Chaque fois qu'une analyse XFOil directe est effectuée et que l'on obtient une convergence, un OpPoint est généré et les valeurs intéressantes sont enregistrées dans l'objet polaire actuellement sélectionné. Les données sont ajoutées à la polaire, que l'option d'enregistrer les OpPoints ait été activée ou pas.

Un calcul XFOil effectué avec le même d'angle d'attaque et le même Re qu'un point de fonctionnement existant le remplacera et les données de la polaire seront mises à jour.

La case à cocher « Init couche limite » est l'équivalent de « Init » du menu commande de XFOil, c'est-à-dire qu'il réinitialise la couche limite à des valeurs standard avant d'effectuer l'analyse.

Il est recommandé de cocher la case lors des premiers calculs et lorsque l'analyse d'un OpPoint n'a pas convergé, ou que l'analyse qui suit est très différente de la précédente.

Dans le cas d'une analyse séquentielle, « Init couche limite » est automatiquement désactivé après qu'un premier point de convergence ait été atteint, et il est réinitialisé après des calculs n'ayant pas convergé.

2.2.6 Erreurs de XFOil

Étant données la complexité et la difficulté d'une analyse visqueuse, XFOil est remarquablement robuste et cohérent. Il peut cependant arriver que le message d'erreur suivant soit généré lors d'une analyse :

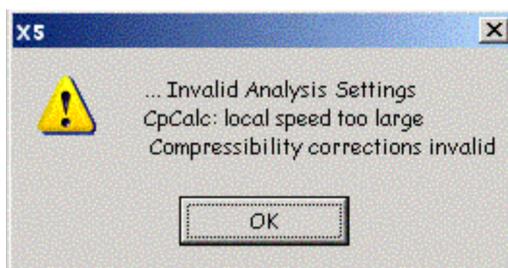


Figure 3 – Message d'erreur

Ce message d'erreur est habituellement provoqué par une mise en panneaux du profil trop grossière, ou un bord d'attaque trop vif. Il est possible que, dans un tel cas, XFoil soit bloqué et échoue dans toutes ses tentatives pour effectuer une nouvelle analyse. La commande de menu « Point de fonctionnement/Réinitialiser XFoil » peut être utilisée pour réinitialiser l'analyse.

2.2.7 Exemple de session – Analyse directe

1. Charger un profil depuis la liste ;
2. [Optionnel] Utiliser les commandes « Annuler la rotation » et « Normaliser » pour respectivement aligner la corde moyenne avec l'axe-x et pour définir sa longueur à 1 ;
3. [Optionnel] Utiliser les commandes « Améliorer localement » ou « Améliorer globalement » pour optimiser les panneaux du profil ;
4. Utiliser la commande « Définir l'analyse/Polaire » dans le menu Polaire, ou F6, afin de définir une analyse – par exemple une analyse de Type 1 à $Re = 100,000$ et $Mach = 0.0$;
5. Définir un angle d'attaque ou un coefficient de portance à analyser – par exemple $\alpha = 0^\circ$;
6. Cliquer sur le bouton « Analyser » dans la barre d'outils de droite pour lancer une analyse ;
7. Si l'analyse XFoil a convergé, la distribution Cp sera automatiquement affichée ;
8. Cocher « Afficher la couche limite » ou « Afficher la pression » pour visualiser l'une ou l'autre des distributions ;
9. Cocher le bouton « Séquence » sur la barre d'outils de droite ;
10. Définir les angles min et max de l'analyse – par exemple de $\alpha = -6^\circ$ à $\alpha = 10^\circ$;
11. Comme la nouvelle valeur de départ est différente de manière significative de celle des derniers calculs (par exemple $\alpha = 0^\circ$), cochez « Init couche limite » ;
12. Cliquer le bouton « Analyser » ;
13. Cliquer le bouton « Animer » pour visualiser les effets sur les distributions de couche limite ou de pression en fonction des variations de l'angle d'attaque ;
14. Cliquer l'entrée « Polaires » du menu « Afficher » ou pressez F8 ;
15. Utilisez le bouton de la souris et la molette pour glisser et zoomer les diagrammes.

2.3 Conception inverse complète [MDES] et Conception inverse mixte [QDES]

2.3.1 Généralités

Les deux modes de conception ne sont pas modifiés par rapport à l'original.

Les profils créés avec la méthode inverse complète sont définis par 255 points de coordonnées, ce qui est excessif pour les analyses directes qui suivent. Une remise en panneaux du profil est recommandée.

Bien que les profils créés par la méthode inverse mixte aient le même nombre de panneaux que le profil d'origine, une remise en panneaux est quand même conseillée.

2.3.2 Exemple de session – Conception inverse complète

1. Aller à l'application « inverse complète » (commande de menu ou Ctrl+3) ;
2. Sélectionner un profil depuis la base de données, ou charger un profil depuis un fichier ;
3. Cliquer le bouton « Nouvelle spline » sur la barre d'outils de droite ;
4. Sélectionner deux points soit sur la surface supérieure, soit sur la surface inférieure mais pas sur les deux surfaces simultanément ;
5. Glisser les points de contrôle de la spline pour définir une nouvelle distribution de vitesses ;
6. Cliquer le bouton « Appliquer » pour enregistrer les modifications ;
7. Cliquer le bouton « Exécuter » pour lancer le calcul de la géométrie du nouveau profil ;
8. Utiliser les boutons de la souris et la molette pour glisser et zoomer le diagramme et le profil ;
9. Répéter le processus jusqu'à obtenir la géométrie désirée ;
10. Pour enregistrer le profil modifié, cliquer la flèche de la barre de menu supérieure ou sélectionner « Enregistrer le profil dans la base de données » depuis le menu « Profil » :
11. Passer à l'application « Analyse Directe » (Menu ou Ctrl+5)
12. Utiliser « améliorer globalement » dans le menu de conception afin de générer un maillage à nombre de panneaux plus restreint
13. Poursuivre avec l'analyse directe

2.3.3 Exemple de session – Conception Mixed Inverse Design

Les étapes 1 à 6 sont identiques à celles de la méthode de conception « Full Inverse »

7. Cliquer le bouton « Mark for Modification » pour définir quelle partie du profil doit être modifiée.
8. Cliquez le bouton « Exécuter » pour calculer la nouvelle géométrie du profil
9. Vérifier la convergence dans la fenêtre textuelle

En cas de non convergence, il est possible soit de reprendre les itérations en cliquant de nouveau sur le bouton « Exécuter » ou d'exporter la géométrie modifiée telle qu'elle est.

Terminer comme avec la méthode de conception Inverse complète.

3 Conception directe de profils

3.1 Généralités

Un module de conception de base a été inclus dans XFLR5, il permet la conception de profils soit à partir de splines de type B, soit sous formes de points reliés par des splines. Le premier donne des surfaces plus lisses et le dernier autorise un meilleur contrôle de la géométrie.

Ce mode de conception n'est cependant pas la meilleure manière de concevoir des profils et les autres possibilités dérivées de Xfoil sont bien plus adaptées et recommandées, par exemple :

- modification de l'épaisseur et de la cambrure d'un profil ;
- interpolation de profils ;
- méthodes inverses.

Cette application peut cependant être utilisée pour superposer différents profils et comparer leur géométrie.

3.2 Fonctionnalités principales des splines de type b

L'extrados et l'intrados sont chacun déterminés par une spline de type B séparée. Le degré de la Spline peut être défini entre 2 et 5.

3.3 Fonctionnalités principales des splines reliant des points

L'extrados et l'intrados sont chacun déterminés par un jeu de points de contrôle. Les points de contrôle sont reliés par des splines b du 3ème ordre.

Deux points de contrôle intermédiaires sont ajoutés à la jonction des deux splines, respectivement à 1/3 et 2/3 de la séparation des deux points de contrôle. Ces deux points sont automatiquement ajoutés et ne sont pas visibles. Ils ne peuvent pas non plus être modifiés.

La pente à chaque point de contrôle visible est déterminée par la ligne qui passe par le point qui suit immédiatement et celui qui précède immédiatement.

3.4 Bord d'attaque et bord de fuite

Pour les deux méthodes, la pente au bord d'attaque est verticale et ne peut pas être modifiée. Dans le cas d'une conception depuis des splines de type b, ceci est fait en forçant le second point de contrôle à rester sur l'axe vertical.

Dans le cas de « points reliés par des splines », la pente au bord de fuite est déterminée par la position de deux points supplémentaires situés à l'arrière, un pour chacune des surfaces.

3.5 Précision en sortie

Le nombre maximum de points en sortie sur chacune des surfaces est de 150. Ceci est cohérent avec le dimensionnement des tableaux de Xfoil et avec la précision requise pour l'application, bien que l'augmentation de la puissance de calcul et de la capacité mémoire des ordinateurs modernes puisse permettre davantage de points. Typiquement, Xfoil demande environ 50 sur chaque face afin d'effectuer une analyse adéquate.

Dans les deux cas, il est prudent de refaire la mise en panneaux du profil depuis le menu principal afin d'améliorer la convergence de l'analyse de Xfoil et sa précision. Ceci peut être effectué avec

l'équivalent des commandes « PANE » et « CADD » de Xfoil

À la sortie du module de conception, il est demandé à l'utilisateur s'il veut exporter ou pas le profil vers le module d'analyse.

3.5.1 Numérisation

Une option a été ajoutée à partir de la version v6.02 pour charger une image d'arrière-plan. Le but est de permettre une numérisation d'un profil existant à l'aide des splines.

Après numérisation, les splines devront être converties en objet "profil" et stocké dans la base de données du programme. Le profil généré sera ensuite réaligné sur l'axe x (option "derotate"), normalisé, et les panneaux seront régénérés avant analyse.

4 Analyses 3D

4.1 Théorie – Généralités

XFOil permet d'avoir une idée unique du comportement des profils, mais est une analyse 2D, donc le résultat est celui d'une aile d'allongement infini et définie avec un seul profil. L'influence que l'allongement seul peut avoir sur les polaires de l'aile, indépendamment de la flèche ou du dièdre, justifie le besoin d'un outil d'analyse 3D.

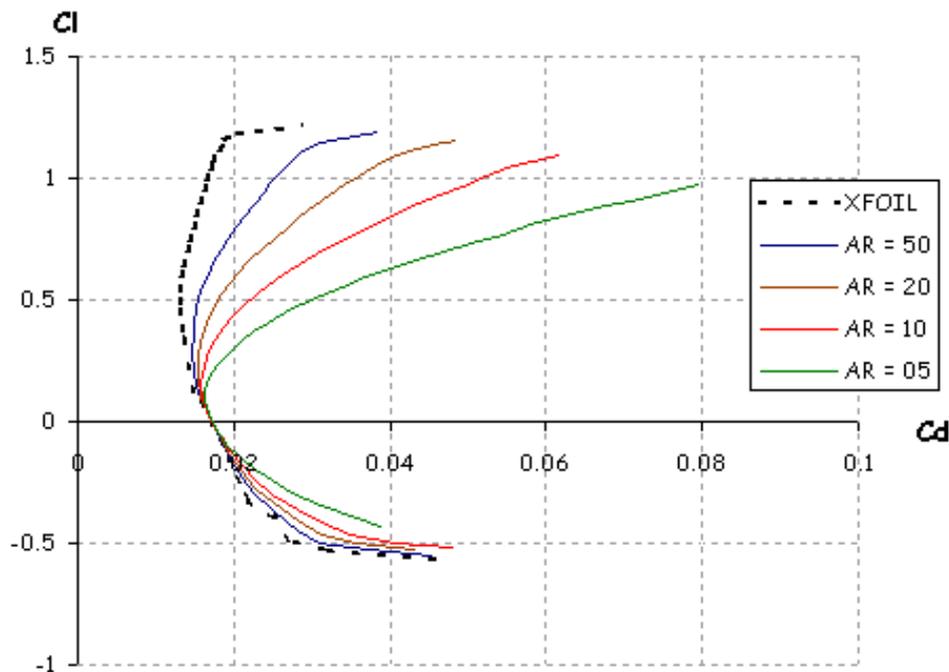


Figure 4 Influence de l'allongement – calcul LLT profil NACA 3412 - Effilement = 1 - Flèche = 0°

L'aile peut être calculée par l'une quelconque de trois méthodes, chacune ayant ses propres avantages et toutes ayant quelques limitations d'utilisation.

La première est la méthode de la ligne portante, dérivée de la théorie de l'aile de Prandtl. La seconde est la méthode Vortex Lattice. La troisième est une méthode de panneaux 3D.

L'originalité des implémentations vient de leur couplage avec les résultats des calculs de XFOil pour estimer la traînée visqueuse associée à l'aile, bien que cela soit fait de différentes manières selon la méthode.

4.2 Repères et conventions de signes

4.2.1 Repères

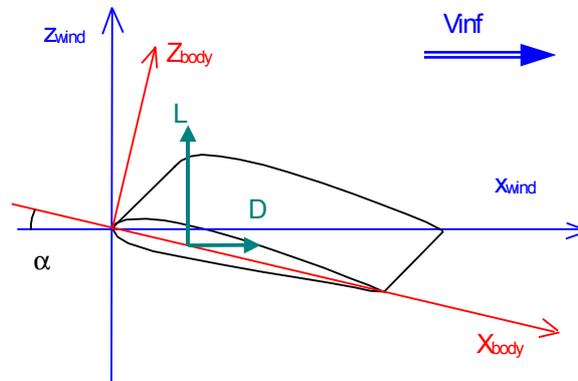


Figure 5 – Axes géométriques et axes du vent

L'avion est défini dans le repère géométrique (Body axes)

Les coefficients de traînée et de portance sont donnés dans le repère du vent (Wind axes).

4.2.2 Convention de signes pour les moments

Celcon la dynamique du vol de Wikipédia :

« Les conventions aérodynamiques les plus courantes définissent le roulis selon l'axe longitudinal, positif lors que l'aile droite s'abaisse. Le lacet est situé selon l'axe vertical du fuselage, positif lorsque le nez se dirige vers la droite. Le tangage selon un axe perpendiculaire au plan de symétrie longitudinal du l'avion, positif lorsque le nez se dirige vers le haut. »

Ceci est illustré en Figure 6

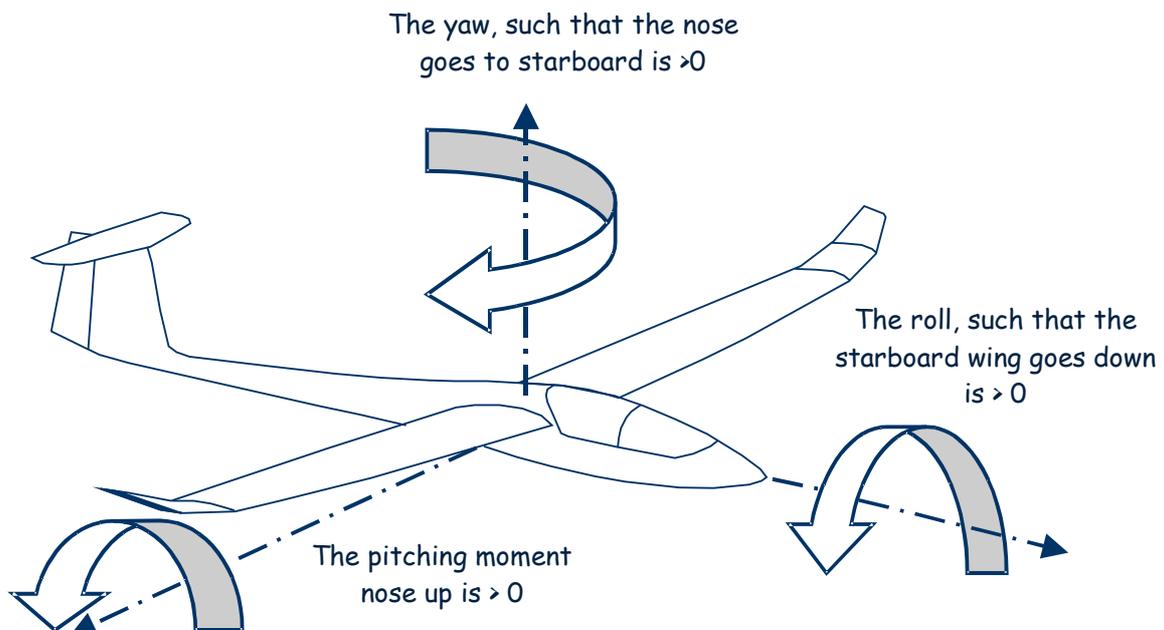


Figure 6 – Conventions de signes

4.3 Définition de l'objet à calculer

4.3.1 Définition de l'aile

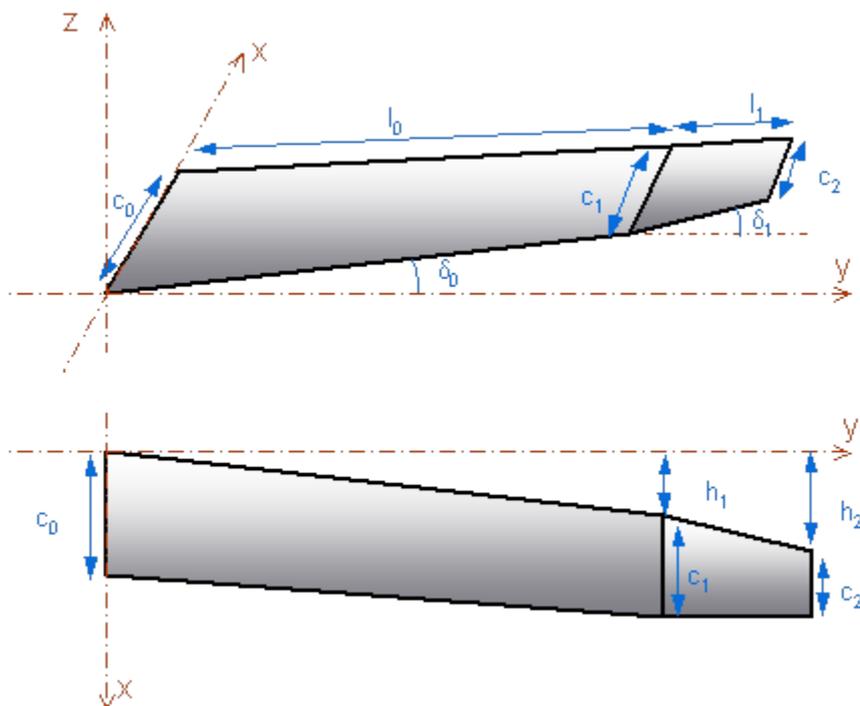


Figure 7 – Définition d'une aile

L'aile est définie comme un ensemble de panneaux. Chaque panneau est défini par :

- sa longueur l_i ,
- les cordes d'implantation et d'extrémité c_i et c_{i+1}
- le décalage du bord d'attaque aux cordes d'implantation et d'extrémité h_i et h_{i+1}
- l'angle de dièdre δ_i
- le maillage pour l'analyse VLM.

La longueur d'un panneau, selon l'envergure devrait au moins être égale à la plus petite longueur des éléments VLM des autres panneaux. Des divisions par zéro et des résultats non physiques peuvent résulter d'une longueur de panneau insuffisante.

Le vrillage de destruction de portance (« washout ») est traité en LLT comme une modification de l'angle d'attaque.

En VLM, le vrillage est traité comme une modification de l'aile, le centre de rotation du vrillage étant placé au quart de la corde.

Jusqu'à la version v3.04, le vrillage a été appliqué comme une rotation des sections par rapport à l'axe y absolu. Depuis la version v 3.05, les sections sont pivotées relativement au quart de la corde du panneau, c'est-à-dire après que le panneau ait été pivoté de l'angle de dièdre. Les résultats sont impactés pour les ailes ayant des panneaux bien en dehors du plan x-y.

L'« envergure » de l'aile est définie par $S=2 \times \sum l_i$

Pour faciliter l'interprétation, l'aile est affichée développée selon un plan horizontal dans la vue 2D. Seule la vue 3D donne une représentation réaliste de la géométrie.

Une aile peut être asymétrique si les profils sont différents de chaque côté. Cette option est destinée à fournir une possibilité de d'évaluer l'influence de volets mais doit être utilisée avec précautions. Elle n'a été testée ni expérimentalement ni recalée sur de résultats théoriques.

4.3.2 Volets

Depuis la version v3.16, les méthodes de maillage automatique prennent en compte la cassure au niveau de la position des volets, si les profils aux deux extrémités du panneau d'aile sont définis avec un volet.

La manière recommandée pour créer un volet est de définir deux profils situés à la même position sur l'envergure, le premier avec une rupture de volet, l'autre sans. Le code ignorera les panneaux de longueur nulle.

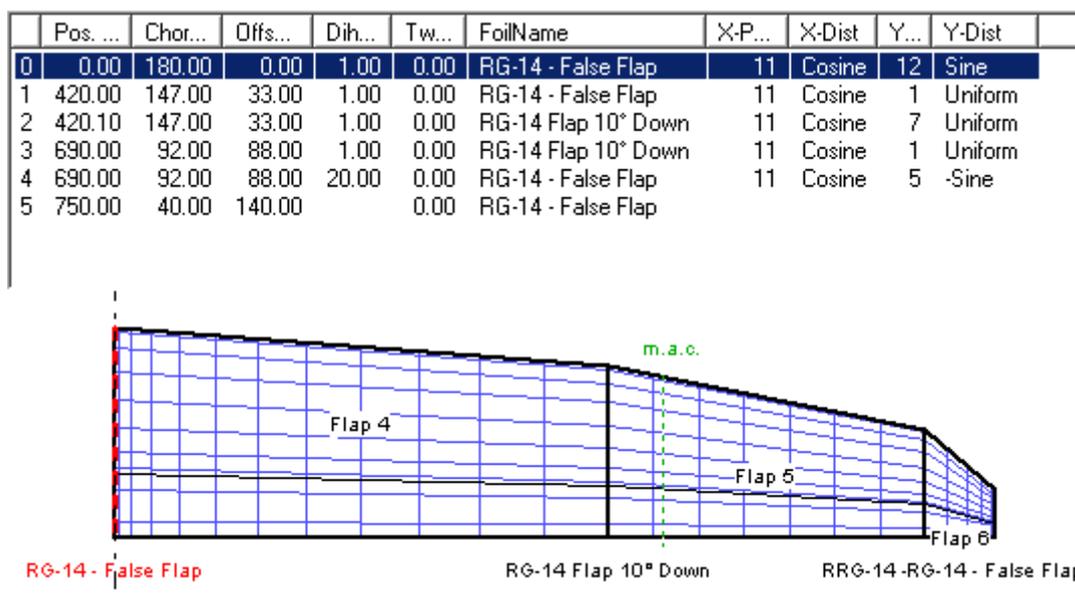


Figure 8 – Définition des volets

Les volets triangulaires, définis par un profil complet à une extrémité du panneau et par une cassure de volet de l'autre côté, ne sont pas reconnus.

Les volets sont comptés comme un pour chaque aile. Par exemple les ailerons sont comptés comme deux volets. Ceci est nécessaire pour calculer séparément les moments de charnière pour les ailes asymétriques.

4.3.3 Conception du fuselage

La modélisation du fuselage est effectuée naturellement avec une méthode de panneaux 3D mais ne se fait jamais sans difficulté.

4.3.3.1 Options de modélisation

Deux options sont disponibles, avec deux buts différents :

1. Représentation par panneaux plats : ceci est dans un but d' « Analyse »
Étant donné un fuselage existant, l'idée est de numériser sa géométrie et de l'entrer dans XFLR5. La géométrie résultante ne sera pas lisse mais elle sera suffisamment représentative pour répondre aux buts de la prévision.
2. Représentation par splines b : c'est dans un but de « Conception »
L'idée est de définir et d'optimiser la géométrie d'un fuselage pour obtenir certaines performances aérodynamiques (ou esthétiques) prévues.

Les points du fuselage peuvent ensuite être exportés sous forme d'un fichier texte pour une utilisation externe à XFLR5.

4.3.3.2 Importer et exporter des données de fuselage

Pour faciliter le processus d'édition, les points de contrôle peuvent être édités dans un fichier texte et importés dans XFLR5 plutôt que définis directement dans XFLR5.

Un exemple de format d'entrée peut être obtenu en exportant une définition de fuselage existante.

Un format typique est :

```
#NAME
Body_Name
...
#FRAME
X1 Y1 Z1
...
Xn Yn Zn
#OFFSET
Xo Yo Zo

#BODYTYPE
1 or 2
```

Remarques / Notes :

- Les mots-clés doivent être précédés du caractère « # ».
- n est le nombre de points latéraux définissant un cadre. Ce nombre doit être le même pour tous les cadres. Si les cadres sont définis avec un nombre de points différent, le cadre définit en dernier donnera le nombre de points.
- Les cadres sont triés selon les positions en x
- Les points du cadre devraient être définis dans le sens horaire, sur la face gauche du fuselage, lorsqu'on regarde le fuselage de l'avant. C'est la vue qui est affichée dans le cadre de droite du module de conception du fuselage.
- Tous les points d'un cadre devraient avoir la même position axiale
- La position en x d'un cadre est définie par le premier point.

4.3.4 Définition d'un avion

Un avion est constitué d'une aile principale, optionnellement d'une seconde aile, d'un stabilisateur horizontal, de une ou deux dérives et d'un fuselage.

Le fuselage peut être décrit soit par des coupes situées à différentes positions dans le sens du flux ou par des surfaces NURBS.

Assemblage des surfaces

La difficulté principale lors de la construction d'un modèle d'avion en 3D est de connecter ensemble l'aile, le stabilisateur, la dérive et le fuselage. Sans l'aide d'un système de CAO, il a été difficile d'implémenter un algorithme souple et robuste, principalement en raison du grand nombre de configurations à prendre en compte. Par exemple, le stabilisateur peut ou pas avoir une intersection avec le fuselage, il peut ou pas avoir une intersection avec la dérive et peut n'avoir d'intersection avec le fuselage qu'à sa surface inférieure ou supérieure, etc.

La seule vérification de surface implémentée avec la version V4.00 est un ajustement des surfaces des ailes, du stabilisateur et de la dérive au fuselage. Même alors, l'algorithme n'est pas assez robuste pour toutes les configurations.

De plus, même si les ailes, le stabilisateur et la dérive sont ajustés à la surface du fuselage, les panneaux de fuselage ne sont pas ajustés pour suivre leur contour. Ceci entraîne que certains panneaux du fuselage se trouveront à l'intérieur du volume, ce qui n'est pas cohérent avec la théorie des panneaux.

4.3.4.1 Éléments d'extrémité d'ailes

La théorie des panneaux exige que le volume sur lequel sera effectuée l'analyse soit entièrement clos par les surfaces qui supportent les panneaux. En d'autres termes, un fuselage ou une aile ne peut pas avoir d'extrémité ouverte. Dans ce cas, on obtient une erreur de calcul.

Afin d'essayer de clore les volumes, le code créera automatiquement des éléments d'extrémité dans les cas suivants :

- Extrémité gauche de l'aile gauche et extrémité droite de l'aile droite
- Extrémités haute et basse des dérives

Il ne créera pas d'élément dans les cas suivants :

- Espace au centre de l'aile, c'est-à-dire lorsque la première corde est placée à une position positive sur l'envergure.
- Jonction entre l'aile et le fuselage

Note d'avertissement : l'influence de ces erreurs de modélisation sur les résultats est inconnue.

4.3.5 Maillage

L'aile est « maillée » en un certain nombre de panneaux répartis selon l'envergure et la corde de la forme en plan. Un tourbillon, ou un doublet et une source, sont associés à chacun des panneaux.

- L'analyse peut être du type VLM, auquel cas elle est réalisée sur la ligne moyenne de cambrure
- L'analyse peut être du type panneaux 3D dans laquelle l'aile est modélisée comme une surface épaisse.

Il est recommandé de choisir une distribution de panneaux cohérente avec la géométrie de l'aile, c'est-à-dire que la densité du maillage doit être augmentée aux points des ruptures géométriques, et aux emplantures et extrémités de l'aile. Une distribution de type cosinus est recommandée dans le sens de la corde afin d'avoir une densité supérieure aux bords d'attaque et de fuite.

Il y a une limite inférieure à la taille des panneaux en dessous de laquelle les calculs deviennent instables, ou qui conduisent à des résultats n'ayant pas de réalité physique. Ceci se produit typiquement avec les distributions des panneaux de type « sinus » le long de l'envergure. Idéalement, la précision des calculs augmente avec la finesse du maillage, mais les temps de calcul augmentent en conséquence. Il est assez simple de faire des essais pour déterminer quel est le meilleur compromis pour un objectif de conception donné.

Une instabilité numérique peut aussi se produire dans l'analyse des panneaux 3D si la longueur des panneaux dans le sens de l'envergure et le long de la corde sont trop différents. Le rapport d'aspect des panneaux doit être maintenu faible.

Il est possible d'exclure des calculs les panneaux d'aile ayant une envergure inférieure à une valeur minimum. Ceci peut être défini dans la boîte de dialogue des paramètres avancés. Si la longueur minimum est définie à zéro, alors tous les panneaux d'aile ayant une longueur inférieure à 1/1000 de l'envergure seront exclus. Ceci est destiné à éviter des erreurs de calculs liés à des éléments de maillage de trop petites dimensions.

Méthode des panneaux :

1. L'implémentation actuelle utilise des panneaux plats du 1^{er} ordre. Idéalement, ce type de panneau doit avoir ses quatre coins dans le même plan, ce qui n'est pas possible pour les géométries vrillées. Cependant, il ne semble pas que ce soit un problème majeur pour les faibles angles de sillage utilisés avec les ailes de modèles réduits de planeurs.
2. La vitesse en surface est le gradient du doublet d'intensité entre des panneaux adjacents comme décrit dans la réf [4]. Il est donc recommandé d'avoir le même nombre de panneaux sur la corde pour toute l'envergure et le même type de distribution, soit uniforme, soit sinus. Idéalement, les panneaux devraient partager les mêmes nœuds d'arêtes et de coins. Dans le cas d'un volet, l'astuce pour connecter correctement les panneaux est de définir un profil avec un faux volet positionné à un angle de volet de 0° comme c'est illustré dans la Figure 9.

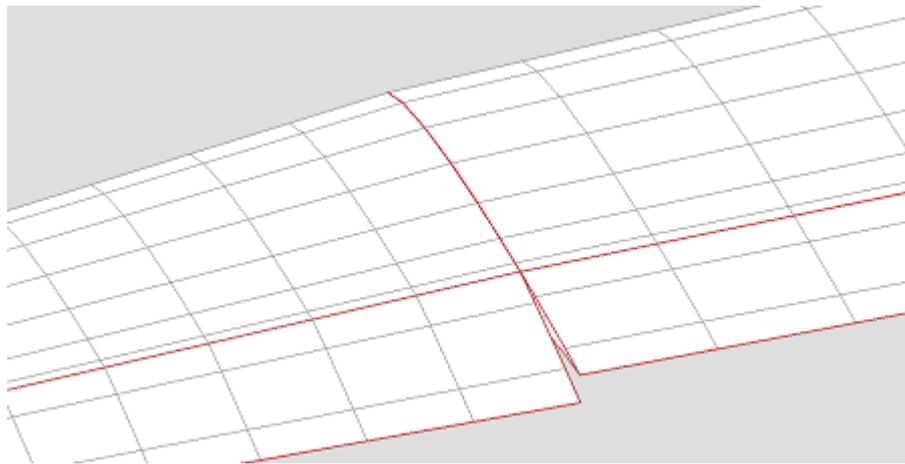


Figure 9 – Mesh disposition for a flap

Une attention particulière doit être prise dans la disposition des panneaux VLM afin d'éviter d'avoir un point de contrôle de la surface d'empennage trop proche de la branche arrière d'un tourbillon en fer à cheval de l'aile. Ceci donnerait une division par zéro et des résultats incohérents.

Une méthode pour éviter ce problème est d'avoir les panneaux d'aile alignés avec ceux du stabilisateur.

Pour la même raison, c'est une bonne idée, bien que ce ne soit pas obligatoire, de placer les dérives dans le plan de jonction des panneaux d'ailes.

4.3.5.1 Disposition des panneaux – Analyse VLM

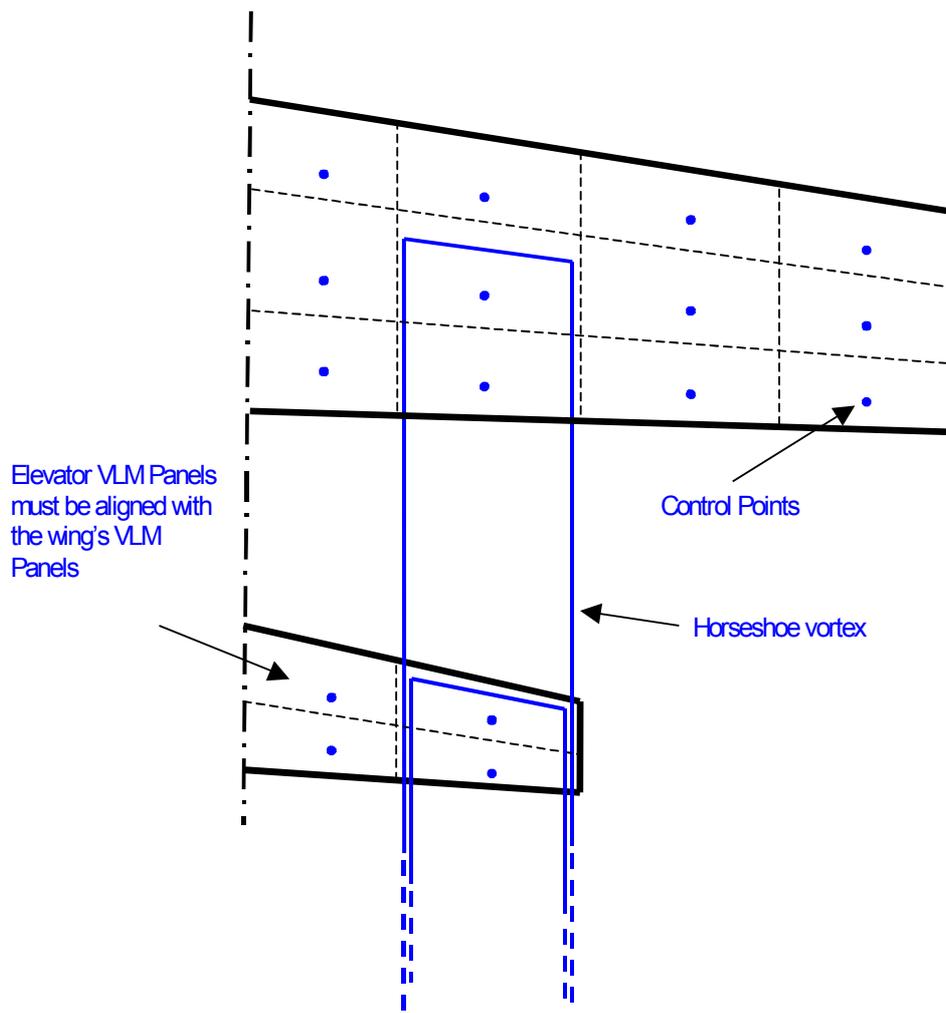


Figure 10: VLM Panel arrangement for a plane

Une attention toute particulière doit être portée à la disposition des panneaux VLM pour éviter d'avoir un point de contrôle sur le stabilisateur en alignement d'un tourbillon de trainée de l'aile. Ceci conduirait à une division par zéro et à des résultats incohérents.

Une méthode pour éviter ce problème est d'aligner les panneaux du stabilisateur avec ceux de l'aile, ou bien de décaler le stabilisateur de quelques millimètres suivant la verticale.

Pour la même raison, il est recommandé de positionner la dérive dans les plans de jonction des panneaux de l'aile.

4.3.5.2 Disposition des panneaux – Analyse par panneaux 3D

Panneaux situés le long de la corde

La distribution C_p est calculée comme la dérivée du doublet d'intensité le long de bandes du panneau dans le sens de la corde et de l'envergure. Pour obtenir ceci, il faut que chaque aile ait un maillage des panneaux dans le sens de la corde uniforme le long de l'envergure. Il est aussi recommandé que la distribution des panneaux selon la corde soit la même d'un panneau d'aile à l'autre, c'est-à-dire une distribution cosinus pour chaque panneau d'aile. Ceci est nécessaire pour connecter de manière adéquate les panneaux de maillage à la jonction entre les panneaux d'aile.

Les panneaux de maillage placés sur les volets ne sont pas connectés aux panneaux d'aile adjacents. Les connexions restantes à la jonction sont effectuées selon la méthode décrite dans ref. [Error: Reference source not found].

Panneaux de sillage

Dans la méthode VLM, le sillage est représenté par les queues des tourbillons en fer à cheval.

Dans la méthode des panneaux 3D, le sillage est modélisé en tant que série de panneaux plats qui s'étendent « loin derrière » l'aile.

L'idée est que de chaque bande selon la corde de l'aile découle une colonne de panneaux de sillage. Le doublet d'intensité de chaque panneau dans cette bande de sillage est la différence entre l'intensité du doublet des panneaux supérieur et inférieur de la bande de l'aile. C'est une conséquence du fait que le sillage ne peut pas conserver une charge. De plus, comme il s'agit d'une surface mince, les panneaux de sillage ont une source de nulle.

Les bandes de sillages sont modélisées sous forme d'une colonne de panneaux minces. Dans leur forme la plus simple, ces panneaux de sillage sont alignés directement derrière les panneaux d'aile comme illustré sur la Figure 11

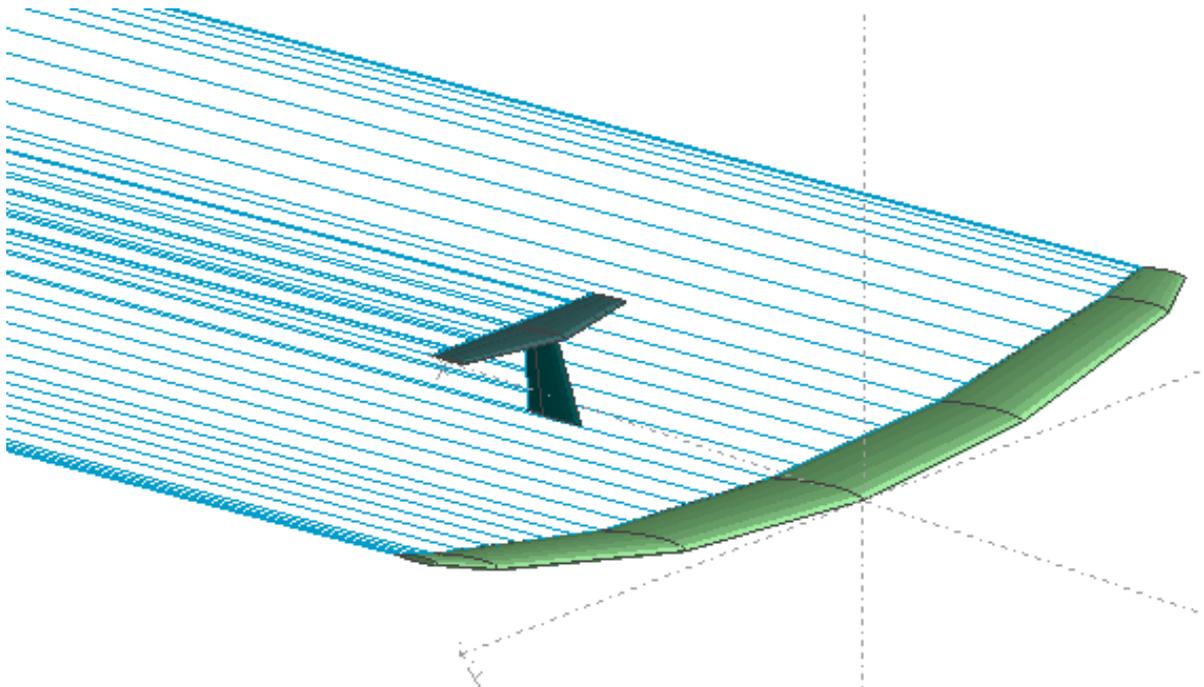


Figure 11: Panneaux de sillage

Dans une implémentation plus fine et plus réaliste, le sillage serait aligné avec les lignes de flux qui se trouvent entraînées derrière l'aile. Comme la distribution des doublets sur l'aile et les lignes de flux à leur tour dépendent de la forme du sillage, un processus itératif est nécessaire pour atteindre un état de convergence. En général, on appelle ceci « le processus de relaxation du sillage ».

La relaxation du sillage est un processus difficile qui peut facilement diverger. Des expériences numériques avec XFLR5 ont montré que les panneaux de sillage sont très perturbés à l'extrémité des ailes lorsque le sillage s'enroule fortement sur lui-même. La convergence exige un contrôle précis de paramètres-clés par l'utilisateur, comme le nombre de panneaux de sillage, la longueur des panneaux de sillage ou l'intervalle de temps. Pour ces raisons, le processus d'enroulement du sillage a été désactivé.

Les panneaux de sillage sont donc définis comme des panneaux plats qui s'étendent derrière les bords de fuite des ailes. Leur longueur est de $100 \times \text{CAM}$. À cette distance, l'influence des panneaux de l'avion est négligeable.

Une difficulté intervient lorsque l'un des panneaux plats de sillage engendré par une surface telle que l'aile rencontre une autre surface comme le stabilisateur, ce qui est illustré Figure 14a. Ceci va donner des résultats irréalistes, non physiques.

Dans ces conditions, il est nécessaire de modifier légèrement la géométrie pour éviter les interférences Figure 12

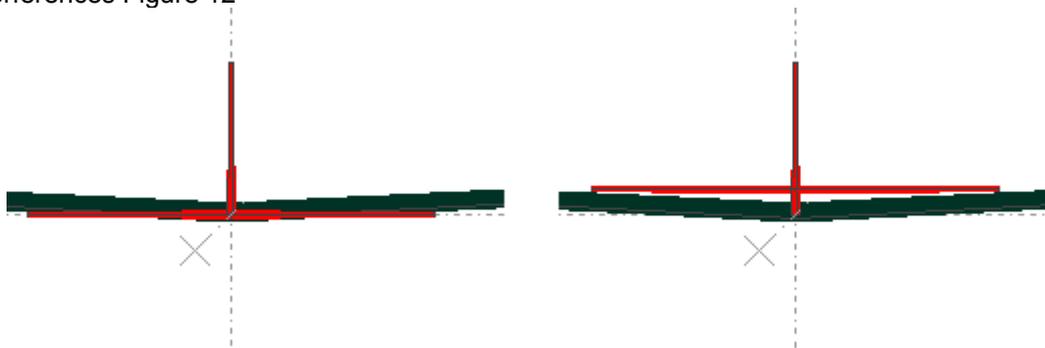


Figure 12a & b: Interférence de sillage entre l'aile et le stabilisateur

4.3.5.3 Fuselage – Raccordement avec l'aile

Si l'analyse est de type VLM, les ailes sont ajustées à la surface du fuselage. En dehors de ceci, le fuselage est ignoré et l'analyse est effectuée sur la ligne de cambrure moyenne des ailes.

Si l'analyse est de type panneaux 3D, le fuselage est pris en compte et les ailes peuvent être modélisées sous forme de surfaces minces ou épaisses. Dans le premier cas, Neumann BC est appliqué à la surface des ailes et les sources de leurs panneaux est nulle.

D'un point de vue théorique, un doublet constant sur un panneau est équivalent à un tourbillon en anneau situé sur les côtés du panneau. Cependant, pour un modèle VLM, le tourbillon en anneau est situé au quart de la corde et le point de contrôle aux $3/4$ de la longueur du panneau dans le sens du flux, en considérant que, pour un modèle de panneau, le tourbillon en anneau équivalent coïncide avec les côtés du panneau. Les résultats ne seront donc pas exactement les mêmes.

4.3.6 Symétrie

Un calcul symétrique réduit la taille de la matrice de moitié environ (à l'exception de la dérive) et réduit les opérations d'inversion de matrice par un facteur 4. Le code détecte automatiquement si le problème est symétrique ou pas. Il est considéré comme étant symétrique dans les cas suivants :

- • l'aile est symétrique lors des calculs avec une aile seule
- • l'avion est symétrique sans la dérive ou avec un double dérive

Sinon, le problème est asymétrique :

- si une aile quelconque ou une dérive est asymétrique
- si l'avion possède une dérive

4.3.7 Inertie

Le calcul de l'inertie est utile essentiellement pour les analyses de stabilité au moyen des polaires de type 7. Il peut être omis pour les calculs de performance avec les polaires de type 1-2-4.

4.3.7.1 Inertie des objets

L'inertie de chaque objet, par exemple une aile ou un fuselage, peut être évaluée à l'aide de la boîte de dialogue spécifique. Elle prend en compte l'inertie de la structure ou volumique, et celle des masses localisées. L'évaluation ne doit pas être comprise comme autre chose qu'un ordre de grandeur.

L'inertie de la structure est évaluée à partir de la masse renseignée et de la définition géométrique de l'objet. Elle est calculée dans le repère géométrique, avec l'origine prise au centre de gravité.

Cette évaluation repose sur les hypothèses suivantes:

- Pour le fuselage, la masse est répartie uniformément sur la surface extérieure, et cette surface est supposée avoir une épaisseur uniforme. Le fuselage est divisé en N_b sections élémentaires le long de l'axe x . Le poids est concentré au centre de la section, comme illustrée en Figure 13.
- L'aile est modélisée par une discrétisation en masses ponctuelles réparties selon la direction de l'envergure et celle de la corde, ainsi qu'il est illustré en Figure 14. La distribution de la masse est indépendante du maillage de l'aile;

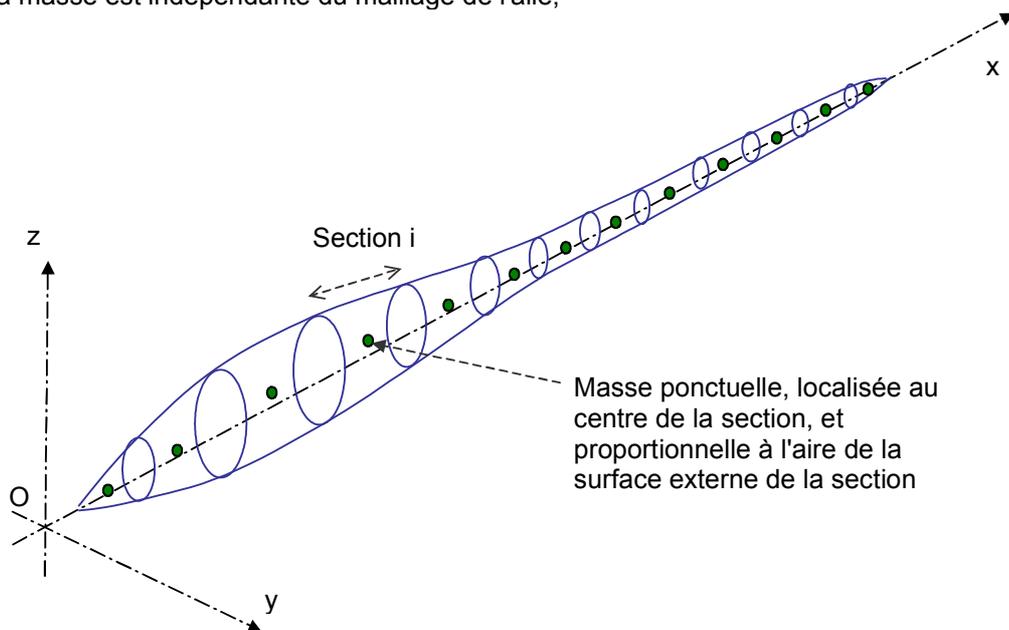


Figure 13 – Représentation de la masse du fuselage

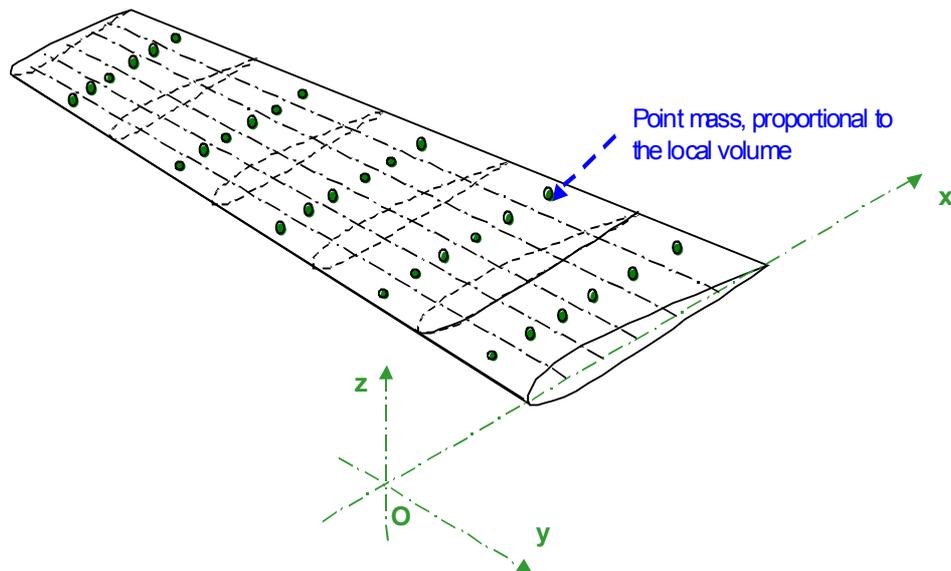


Figure 14 – Représentation de la masse de l'aile

4.3.7.2 Masse ponctuelles

Des sous-composants tels que les servos, l'accu, le plomb de nez ou le récepteur sont modélisés sous forme de masses ponctuelles.

La distribution des masses ponctuelles doit être ajustée pour obtenir la position voulue du CG. Faute de quoi, en raison des approximations faites dans l'évaluation automatique de l'inertie volumique, une transposition stricte des positions réelles résultera dans une position incorrecte du CG avion

Important : par sécurité, on visualisera dans la vue 3D que la position des masses sur l'avion est bien celle souhaitée.

4.3.7.3 Inertie totale

L'inertie totale de l'avion est la somme des inerties des objets qui constituent l'avion et de l'inertie des masses ponctuelles. Elle est calculée et exprimée dans le repère ayant pour origine le CG de l'avion et dans les axes géométriques.

4.3.8 Aire de référence pour les coefficients aérodynamiques

L'aire de référence pour tous les coefficients aérodynamiques de l'aile et de l'avion est la surface de l'aile principale.

Dans le cas d'un biplan, l'aire de référence est aussi la surface de l'aile principale.

Les longueurs de référence pour les coefficients de moment sont définies au §4.4.5.10.

Notes :

- Jusqu'à la version v.4.15, l'aire de référence et l'envergure de référence ont été définies comme les valeurs développées de la surface et de l'envergure. Avec cette convention, la contribution de winglets est comptée dans la surface et dans l'envergure. Ce n'est pas nécessairement le bon choix, car il est habituellement pratique de comparer les coefficients de performance d'une aile avec et sans les winglets, mais avec une aire de référence identique.
- À partir de la version v4.16, l'option par défaut est d'utiliser la surface et l'envergure projetées sur le plan xy . Avec cette définition, la contribution des winglets à l'envergure est nulle. Par commodité, il est encore possible de choisir l'une ou l'autre des aires de référence. L'option peut être définie dans les boîtes de dialogue pour la définition de l'analyse.

4.4 Analyse de performance

4.4.1 Calculs visqueux et non visqueux

Dans les méthodes VLM de de panneaux, une analyse non visqueuse ou polaire peut être définie, dans ce cas, il n'est pas nécessaire de définir un maillage polaire pour les profils. Les caractéristiques visqueuses seront positionnées à zéro.

La LLT est obligatoirement visqueuse.

4.4.2 Théorie de la ligne portante (Lifting Line Theory – LLT) – Non linéaire

4.4.2.1 Généralités

Une LLT « classique » est linéaire, c'est-à-dire que la relation $Cl = f(\alpha)$ est linéaire et les effets visqueux ne sont pas pris en compte. Dans l'application présente, une LLT non linéaire a été implémentée. Elle est basée que la note technique NACA 1269 [1].

Citation de la note technique 1269 :

« l'hypothèse sur laquelle est basée la théorie est qu'une aile portante peut être remplacée par un ligne portante et que les tourbillons incrémentaux engendrés le long de l'envergure traînent derrière l'aile sous forme de lignes droites dans la direction du vecteur vitesse du flux en espace libre. L'intensité de ces tourbillons traînés est proportionnelle au changement de portance le long de l'envergure. Les tourbillons traînants induisent une vitesse normale à la direction de la vitesse en espace libre. L'angle d'attaque effectif de chaque section de l'aile est donc différent de l'angle d'attaque géométrique de la valeur de l'angle (appelé angle d'attaque induit) dont la tangente est le rapport entre la valeur de la vitesse induite à la valeur de la vitesse en espace libre. L'angle d'attaque effectif est donc lié à la distribution de la portance par l'intermédiaire de l'angle d'attaque induit. De plus, l'angle d'attaque effectif est lié au coefficient de portance du profil selon les données des profils à deux dimensions utilisés pour l'aile. Les deux relations doivent être satisfaites simultanément dans le calcul de la distribution de la portance de l'aile. Si les courbes de portance des profils sont linéaires, leurs relations peuvent être exprimées par une simple équation qui peut être résolue de manière analytique. En général, cependant, les courbes de portance des profils ne sont pas linéaires, particulièrement aux angles d'attaque élevés, et des résolutions analytiques ne sont pas faisables. La méthode de calcul de la distribution de portance le long de l'envergure en utilisant des données de profil d'aile non linéaires demande alors de calculer par approximations successives la distribution de portance jusqu'à ce qu'on en trouve une qui satisfasse simultanément les relations mentionnées précédemment. »

Dans l'implémentation actuelle, le comportement de la portance non linéaire est interpolé sur des maillages pré-générés de polaires de type 1 de Xfoil et la non linéarité est résolue par une boucle itérative :

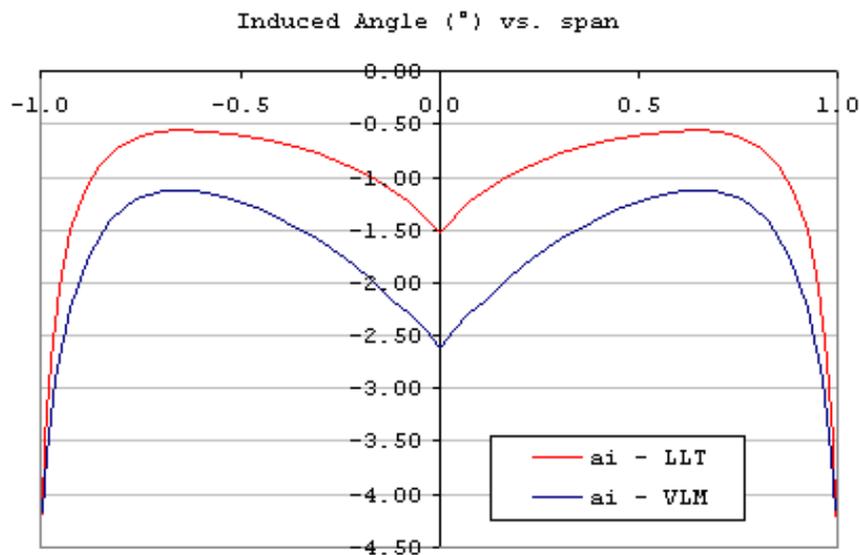
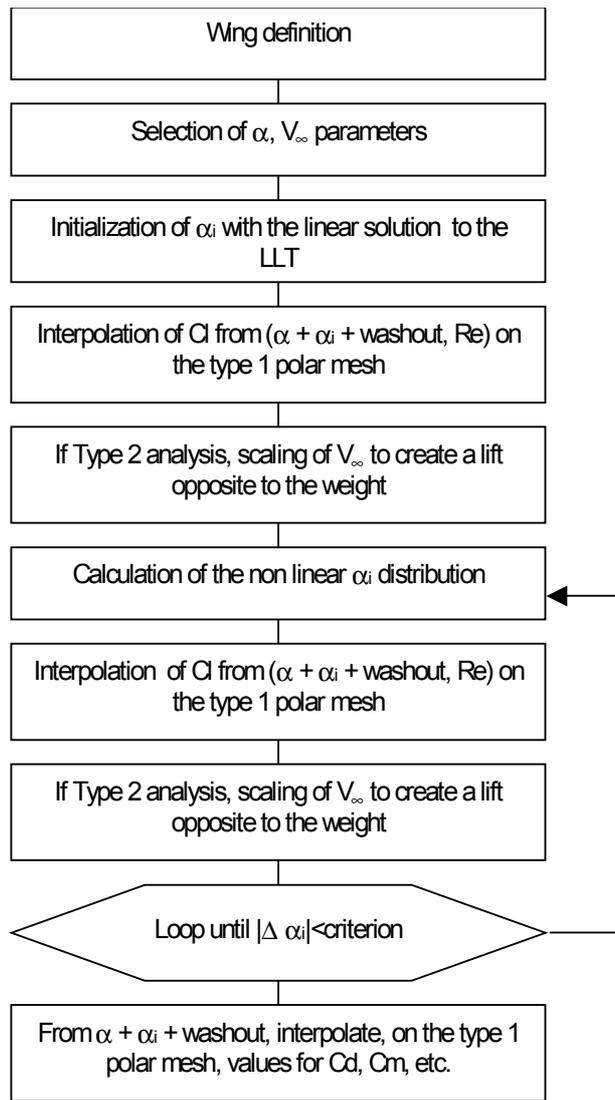


Figure 15 – Angle induit
Bi-profil NACA3412-NACA1410 – AR = 14.8 – TR = 2.0 – $\alpha = 5^\circ$ - V= 16.7m/s

4.4.2.2 Limitations de la LLT

Il est important de noter que la théorie de la ligne portante possède deux limitations importantes. Citation de la note technique 1269 :

« Les calculs sont sujets aux limitations de la théorie de la ligne portante et il ne faut pas en attendre des résultats précis avec les ailes de faible allongement et ayant une flèche importante ».

De plus, la forme en plan de l'aile est supposée reposer essentiellement dans le plan X-Y, c'est-à-dire avec un faible dièdre.

4.4.2.3 Précautions avec la LLT

Il s'avère que la convergence de la ligne portante n'est pas un processus robuste. Il demande l'utilisation avec précaution d'un facteur de relaxation. Ce facteur devrait toujours être supérieur à 1. Une valeur de 20 est en général un bon point de départ et pourra être augmenté au besoin pour la convergence. Habituellement, les ailes de faible allongement ont besoin d'une valeur de relaxation élevée.

Le nombre de stations le long de l'envergure de l'aile devrait être choisi aux alentours de 20, mais il pourra être augmenté jusqu'à 40. Des nombres plus grands n'améliorent pas la précision de l'analyse mais tendent à fortement à compromettre la convergence. Le facteur de relaxation pourrait être augmenté en fonction du nombre de stations sur l'envergure.

4.4.2.4 2D par rapport à 3D

La LLT suppose implicitement que toutes les surfaces se trouvent essentiellement sur le plan X-Y.

La seule utilisation pour la flèche et le dièdre dans cette implémentation de la LLT est pour le calcul du coefficient de moment de tangage C_m .

La flèche et le dièdre n'est pas utilisé dans les calculs de la distribution de portance.

4.4.2.5 Calculs visqueux et non-visqueux

Il n'y a pas d'option disponible pour effectuer des calculs de LLT non visqueuse. La raison en est que la théorie linéaire requiert qu'un angle de portance nul soit défini pour chaque profil et qu'il n'y a aucune manière pratique de définir cette valeur de α_0 qui dépend du nombre de Reynolds.

4.4.2.6 Centre de pression de la portance

Jusqu'à la version v3.11, la position du centre de portance pour chaque emplacement sur l'envergure était calculée en utilisant l'approximation usuelle pour les profils minces. C'est-à-dire :

$$X_{CP} = 0.25 - \frac{C_{m0}}{Cl}$$

Depuis la version v3.12, la position en x du centre de pression de l'aile est calculé par interpolation de la position du centre de pression du maillage de la polaire du profil.

Pour les maillages de polaire de profil générés avant la version v3.05, le centre de pression du profil n'était pas enregistré, la formule ci-dessus étant utilisée pour calculer le centre de pression de l'aile.

4.4.2.7 Sillage (dirigé vers le bas)

Le sillage est défini à chaque station sur l'envergure par : $V_i = V_\infty \sin(\alpha_i)$

Pour des raisons pratiques, il est représenté au bord de fuite de l'aile dans les vues 3D.

4.4.3 Vortex Lattice Method (VLM) - Linéaire

4.4.3.1 Principes généraux de la VLM

Une méthode VLM a été implémentée en remplacement pour l'analyse des géométries d'ailes tombant hors des limitations de la LLT.

Les différences principales avec la LLT sont :

- Les calculs de la distribution de portance, les angles induits et la traînée induite sont non-visqueux et linéaires, c'est-à-dire qu'ils sont indépendants de la vitesse de l'aile et des caractéristiques visqueuses de l'air.
- La méthode est applicable à n'importe quelle géométrie d'aile, y-compris celles ayant une flèche, un faible allongement ou un fort dièdre, y-compris des winglets.

Le principe de la VLM est de modéliser les perturbations générées par l'aile sous la forme d'une somme de tourbillons répartis sur la forme en plan de l'aile. L'intensité de chacun des tourbillons est calculée pour se conformer aux conditions aux limites appropriées (boundary conditions — BC), c'est-à-dire des conditions de non pénétration sur la surface des panneaux.

Une description globale des principes de l'analyse VLM est en dehors de l'objet de ce document. Seules les fonctionnalités principales nécessaires à la compréhension du code sont détaillées ci-après.

La résolution du problème VLM demande une inversion d'une matrice carrée de la taille du nombre de panneaux. Cette inversion est effectuée par une méthode de pivot partiel de Gauss. La taille du problème peut être réduite de manière significative par les considérations de symétrie détaillées en §4.3.6.

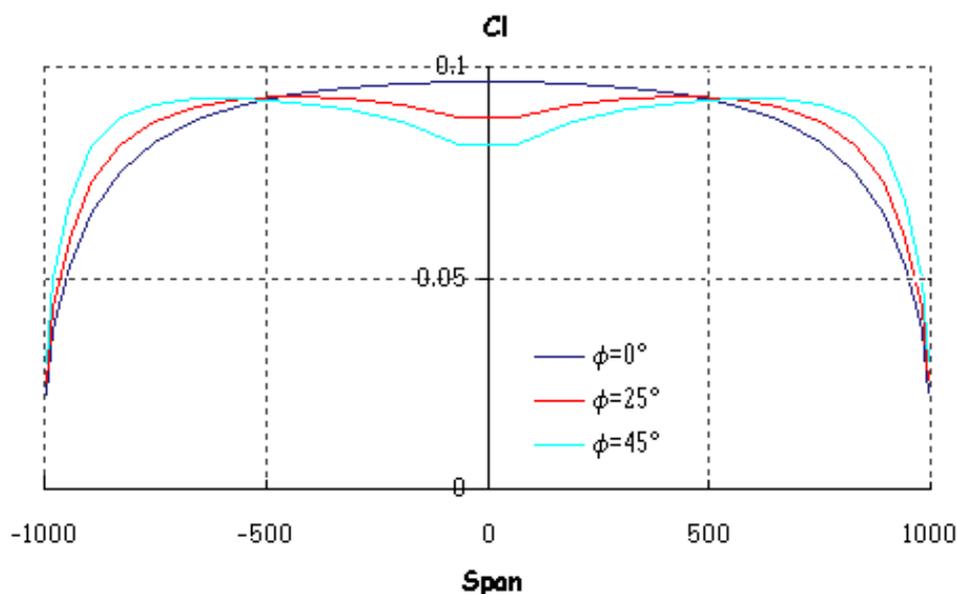


Figure 16 – Influence de la flèche à iso CL - AR=10 - TR=1 – Profil symétrique

4.4.3.2 Force de portance et coefficients de portance

La force agissant sur chacun des panneaux est le vecteur produit

$$F = \rho V \times \Gamma$$

Γ étant l'intensité du tourbillon x sa longueur,

ρ est la densité du fluide

V est la vitesse en flux libre

Ce qui implique que la force est normale à chacun des panneaux.

Le coefficient de portance est défini par :

$$C_L = \frac{1}{\rho S V^2} \sum_{panels} F_{wz}$$

S est la somme des surfaces des panneaux, c'est-à-dire la surface de la forme en plan

F_{wz} est la projection sur l'axe vertical du vent

Cette formule est applicable à la fois à une bande le long de la corde et à la surface totale de l'aile.

Les moments de tangage et la position du centre de pression à chaque position sur l'envergure sont calculées en effectuant la somme de la de portance sur les panneaux.

4.4.3.3 Limitations de la VLM

1. Les algorithmes de VLM calculent d'abord le coefficient de portance C_z et les autres valeurs qui peuvent être calculées par intégration des surfaces, c'est-à-dire les coefficients de moment et la position du centre de pression. Les variables visqueuses (C_x visqueux, transitions, etc.) sont interpolées depuis la valeur de C_z de la polaire de XFOIL générée précédemment. Ceci soulève un problème de manière évidente pour les valeurs élevées et faibles de C_z , lorsque la courbe de la polaire de Type 1 devrait être interpolée soit avant, soit après l'angle de décrochage. Les résultats de la VLM ne devraient donc pas être pris en compte autour des valeurs de l'angle d'attaque proches des angles de décrochage.
2. Dans sa formulation actuelle, la VLM fait des suppositions sur les faibles angles d'attaque. Une conséquence majeure est que les tourbillons traînés ne sont pas alignés avec le vecteur vitesse en flux libre. Ceci signifie que la matrice d'influence sera indépendante de l'angle d'attaque. Pour étudier cette limitation, il est possible de faire des essais de calculs de la géométrie inclinée, comme c'est expliqué en §4.4.5.8. Les résultats tendent à montrer que l'hypothèse des faibles angles d'attaque est acceptable.

4.4.3.4 Méthode VLM alternative

Dans la méthode VLM « classique », un tourbillon en fer à cheval est positionné au quart de la corde du panneau et la condition de non-pénétration est définie au point situé aux trois-quarts du panneau dans le sens de la corde.

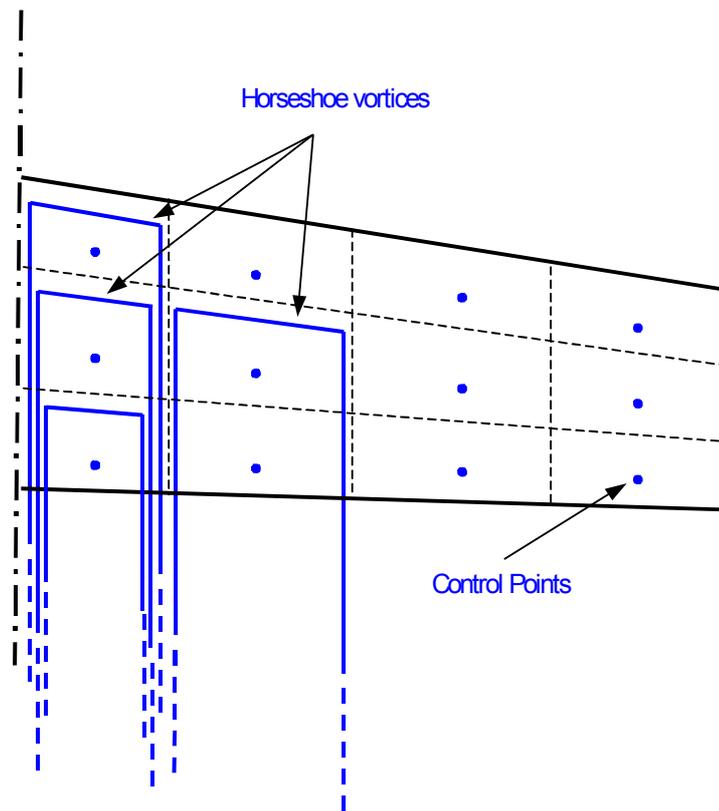


Figure 17 – Disposition des panneaux et tourbillons pour la VLM classique

Dans la méthode recommandée par Katz et Plotkin [3], seuls les tourbillons de traînée s'étendent à l'infini.

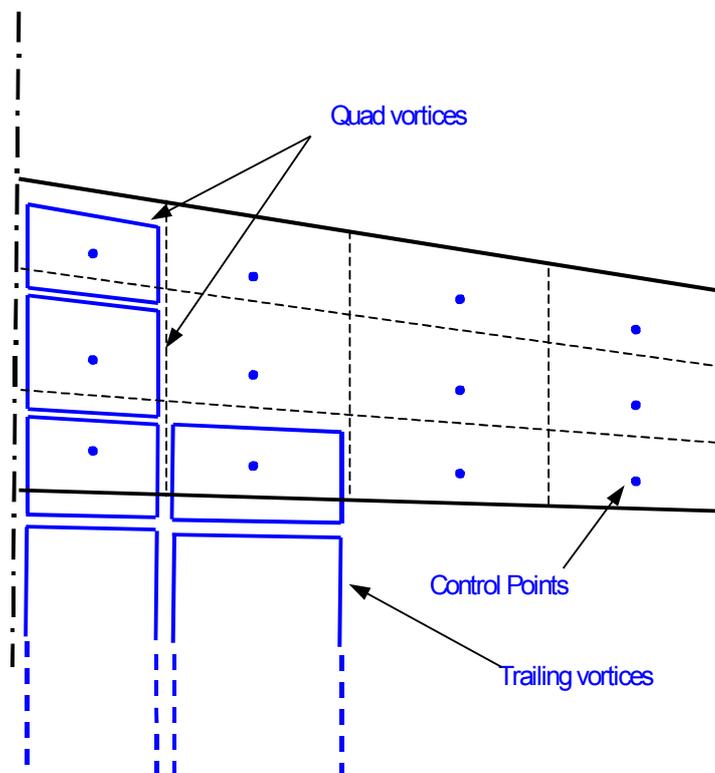


Figure 18 – Quad VLM Method

Comme le sillage doit être libre de force, l'intensité du tourbillon de traîné est égale à celle de l'arrête arrière du tourbillon quadrangulaire.

Les deux méthodes sont implémentées dans un but de comparaison mais elles donnent des résultats très proches sinon identiques dans la plupart des cas.

4.4.3.5 Disposition des panneaux pour la VLM

La résolution du système et la détermination des intensités des tourbillons demande une inversion de matrice. Dans quelques rares cas, il se trouve que cette matrice est une matrice singulière en raison de la disposition conflictuelle des panneaux et des points de contrôle de la forme en plan de l'aile.

Le problème se produit lorsqu'un point de contrôle est situé en ligne avec un tourbillon. Ceci donnera une division par zéro. Dans ces cas, une remise en place manuelle des panneaux de l'aile est suffisante pour corriger le problème.

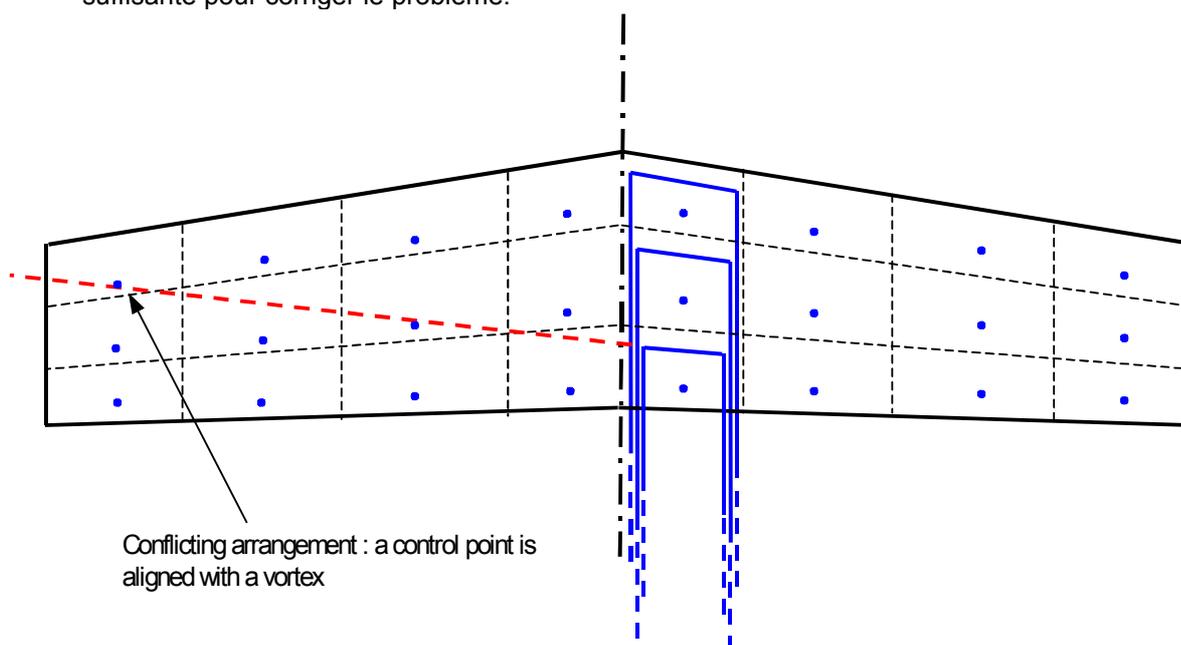


Figure 19 – Quad VLM Method

Si les problèmes d'inversions persistent malgré la re-disposition des panneaux, il sera nécessaire de vérifier la cohérence des données d'entrée.

4.4.4 Méthode des panneaux 3D – Linéaire

4.4.4.1 Principes généraux

La méthode des panneaux 3D a été implémentée avec les objectifs suivants :

- Affiner les résultats de LLT et de VLM par une méthode plus sophistiquée en 3D complète qui prend en compte l'épaisseur de l'aile. Alors que la VLM ne prend en compte que la ligne de cambrure moyenne.
- Donner une idée de la répartition de C_p sur les surfaces supérieure et inférieure d'une aile.
- Donner une méthode capable de modéliser des fuselages
- Le principe de la méthode des panneaux 3D est de modéliser la perturbation engendrée par l'aile par une somme de doublets et de sources répartis sur les surfaces supérieure et inférieure de l'aile. L'intensité des doublets et des sources est calculée pour correspondre aux conditions aux limites appropriées, qui peuvent être du type Dirichlet ou Neumann.

Une description globale des principes d'une telle méthode est bien au-delà des buts de ce document. Seules les fonctionnalités principales nécessaires à la compréhension de l'utilisation du code seront détaillées ci-après.

La méthode 3D implémentée dans XFLR5 est telle que décrite dans la référence [Error: Reference source not found]. Pour ceux que cela intéresse, ce document fournit une revue globale des aspects théoriques et numériques de la méthode.

La résolution du problème de panneaux 3D demande l'inversion d'une matrice carrée dont la taille est le nombre de panneaux. Cette inversion est effectuée par une méthode de pivot partiel de Gauss. La taille du problème peut être réduite de manière significative par les conditions de symétrie détaillées en §4.3.6.

Cette méthode utilise des doublets et de sources d'intensité uniforme sur des panneaux plats et linéaires. Les conditions aux limites sont appliquées au centre de gravité du panneau qui est appelé « centre de collocation ».

Le processus d'enroulement du sillage a été implémenté et testé. Cependant, il n'est pas considéré comme suffisamment robuste pour être diffusé pour le moment, il a donc été désactivé dans la version v5.00.

4.4.4.2 Conditions aux limites

Dans un calcul VLM, les conditions aux limites sont forcément de type Neumann, c'est-à-dire que la composante du vecteur vitesse normale à la surface doit être nulle.

Dans un calcul de Panneaux 3D, les conditions aux limites peuvent être soit de type Neumann soit de type Dirichlet. Dans le dernier cas, le potentiel de vélocité sur le panneau à l'intérieur de la surface est nul de manière à ce que le potentiel total à l'intérieur du corps soit égal au potentiel de vitesse en flux libre (!).

Après une étude et des essais préliminaires, la condition aux limites de Dirichlet a été préférée à celle de Neumann. Cette dernière méthode est plus sensible aux perturbations locales de géométrie et donne des résultats moins convaincants.

C'est aussi le choix implicite dans la référence [Error: Reference source not found].

4.4.4.3 Validation

Analyse d'un cylindre infini et d'une sphère

Les valeurs théoriques des coefficients C_p pour un corps plongé dans un flux uniforme sont :

- pour un cylindre : $C_p = 1.0$ au bord d'attaque et au bord de fuite et $C_p = -3.0$ au point le plus haut et au point le plus bas
- pour une sphère : $C_p = 1.0$ au bord d'attaque et au bord de fuite et $C_p = -1.25$ au point le plus haut et au point le plus bas

Ces valeurs sont calculées à 1% près par l'analyse de panneaux 3D .

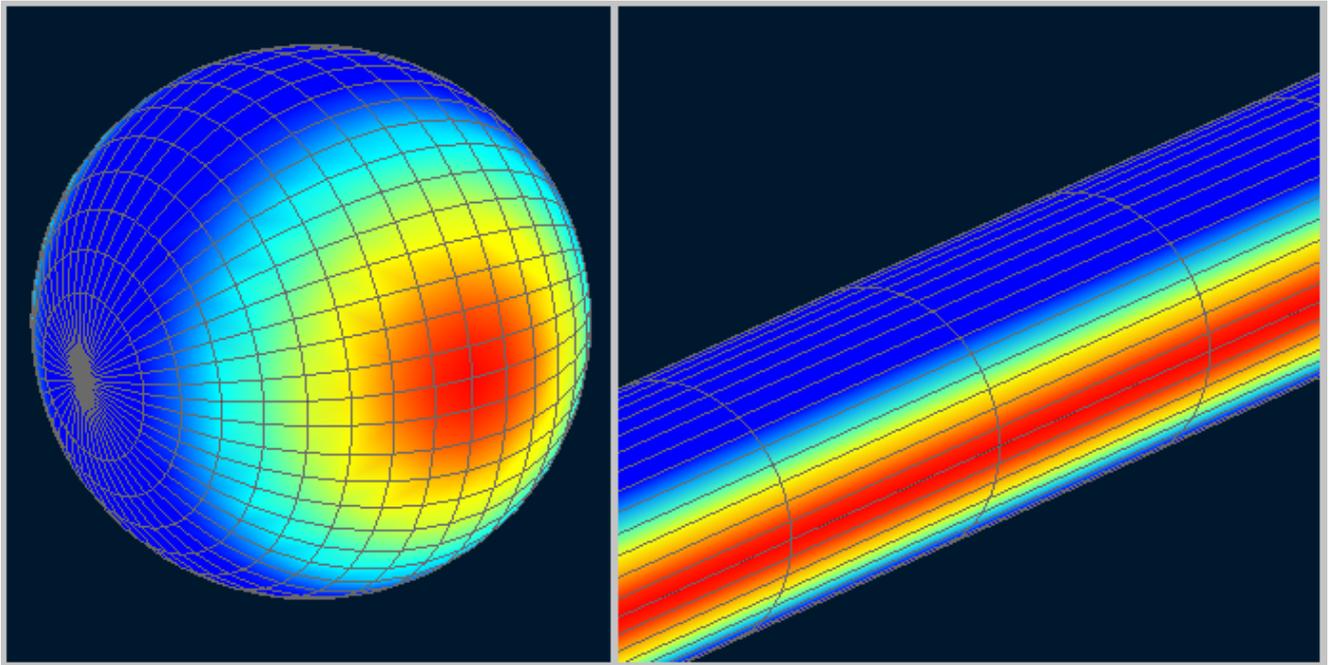


Figure 20 – Calcul du coefficient de pression – Sphère et cylindre quasi-infini

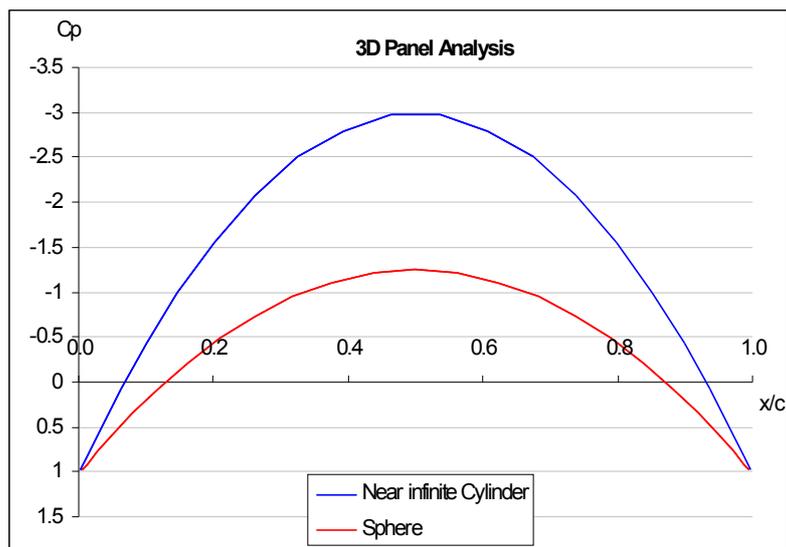


Figure 21 – Calcul du coefficient de pression – Sphère et cylindre quasi-infini

Analyse d'une aile

Les distributions de coefficient de pression calculés par une analyse en panneaux 3D pour une aile quasi-infinie, et en panneaux 2D avec XFOil est données en Figure 22 and in Figure 23. Les résultats non visqueux sont en bon accord.

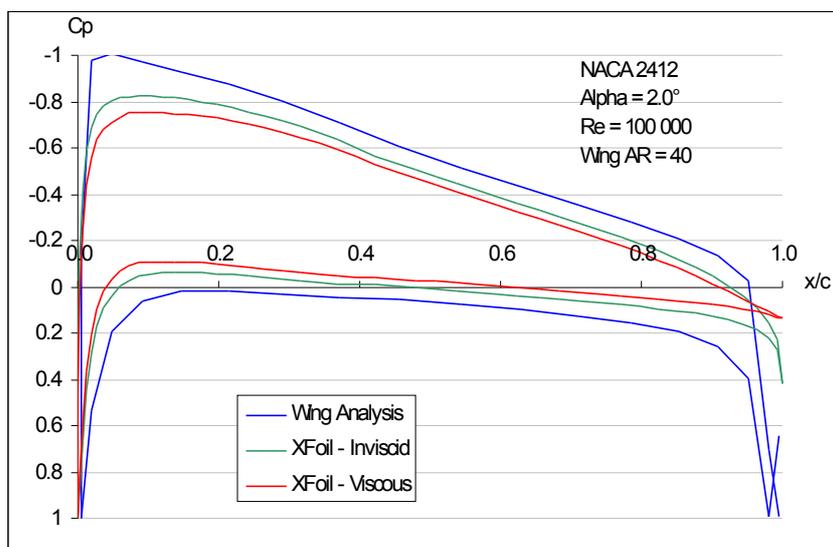


Figure 22 – Coefficient de pression – NACA2412

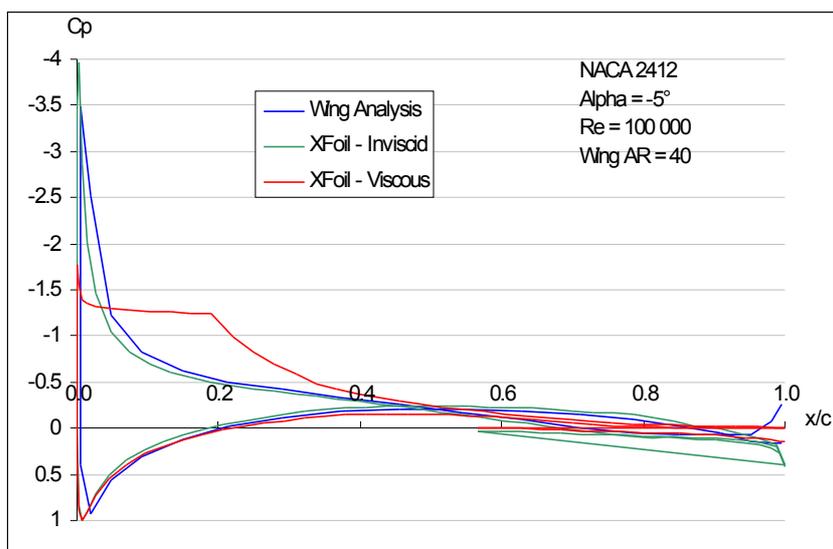


Figure 23 – Coefficient de pression – NACA64A410

4.4.5 Considérations sur les méthodes d'analyse

4.4.5.1 Limitations générales

En tant que règle générale, la LLT comme la VLM sont adaptées à des configurations ayant des surfaces portantes minces, travaillant à des angles d'attaque faibles.

L'hypothèse la plus sujette à caution de l'algorithme de conception de l'aile est probablement l'application des résultats de transition de XFOil aux ailes ayant un allongement fini. La simulation 2D proposée par XFOil correspond à des ailes infinies, où le bulbe laminaire s'étend indéfiniment le long de l'envergure. Certains auteurs suggèrent que sur des ailes à l'allongement limité, de tels bulbes n'apparaissent que sur une partie de la surface de l'aile.

Cependant, les théories pour les transitions 3D sont encore au stade du développement et, à la connaissance de l'auteur, ne donnent pas encore totale satisfaction.

La méthode qui consiste à interpoler les résultats générés par XFOIL est clairement une approximation et n'a pas de réel fondement théorique ni expérimental, mais elle semble être une approximation raisonnable pour les ailes ayant un allongement modéré à élevé.

Les caractéristiques visqueuses seront de moins en moins représentative au fur et à mesure que la géométrie de l'aile différera de l'aile idéale 2D infinie de Xfoil.

En conséquence, ces résultats pour les géométries non planes, les faibles allongements ou les fortes flèches devront être considérés avec précaution.

4.4.5.2 Sélection d'une méthode d'analyse

Il faudrait toujours préférer la méthode LLT si la géométrie de l'aile est cohérente avec les limitations de la théorie. LLT donne une meilleure idée de la traînée visqueuse, donne une meilleure estimation du comportement au voisinage des conditions de décrochage aux angles d'attaque élevés et est mieux prise en compte par les travaux théoriques publiés.

La méthode des panneaux 3D devrait être sélectionnée si l'on est intéressé par la distribution de C_p sur les surfaces supérieure et inférieure ou si l'influence du fuselage doit être prise en compte.

L'analyse VLM est préférable dans tous les autres cas.

La comparaison de la distribution de C_p à deux positions sur l'envergure avec différentes méthodes d'analyse est donnée dans les Figure 24 et Figure 25.

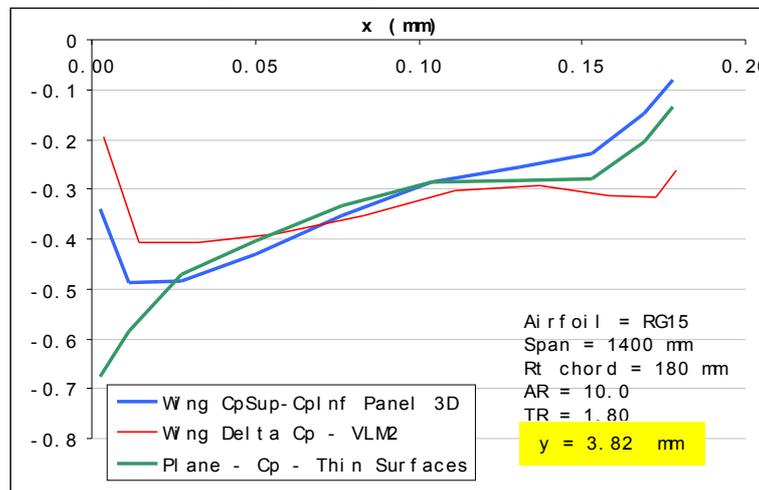


Figure 24 – Comparaison de coefficients CP pour différentes méthodes

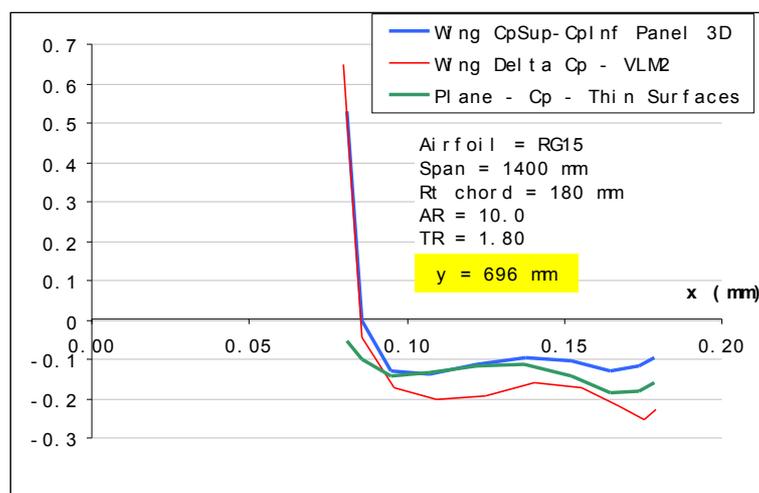


Figure 25 – Comparaison de coefficients CP pour différentes méthodes

4.4.5.3 Rayon de coupure du tourbillon

Dans l'analyse VLM, le vecteur vitesse induit par un tourbillon est singulier sur la ligne de tourbillons.

Dans une méthode de panneaux 3D, le vecteur vitesse est singulier dans l'alignement des côtés du panneau.

Ceci crée des erreurs numériques dans l'analyse et dans les calculs des lignes de courant.

Il est donc fortement recommandé de définir un rayon de coupure minimum (core radius), qui peut être typiquement de l'ordre de grandeur de 1/1000 de la taille minimum des panneaux du maillage, par exemple, le rayon de Core = 10^{-6} m. C'est la valeur définie par défaut, elle peut être modifiée dans les paramètres avancés.

La vitesse au point situé sur la ligne de tourbillon, ou dans l'alignement d'un côté de panneau, est nulle.

4.4.5.4 Dérapage

La simulation du dérapage a été introduite dans XFLR5 v4.09

L'ordre dans lequel l'angle d'attaque et le dérapage sont appliqués a son importance. Dans XFLR5, le dérapage est modélisé en pivotant le modèle autour de l'axe z, avec un vecteur-vitesse en espace libre demeurant dans le plan x-z. La géométrie résultante est analysée en utilisant les méthodes conventionnelles de VLM et de panneaux. L'avantage de cette méthode est que les tourbillons de traînée sont dans le plan vertical qui contient le vecteur-vitesse, c'est-à-dire qu'ils sont alignés avec l'axe x du cadre de stabilité.

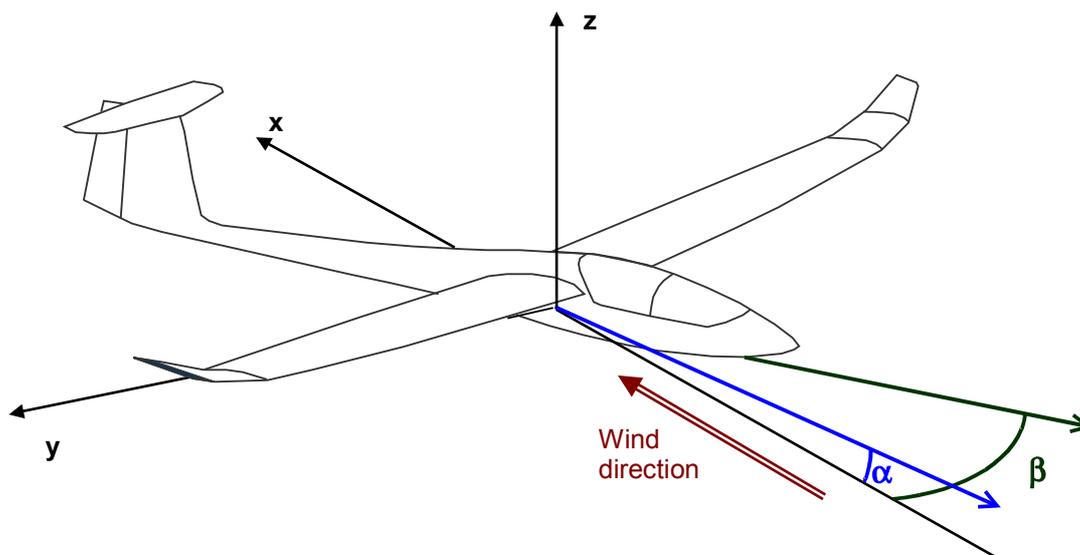


Figure 26 – Définition de l'angle β de dérapage

4.4.5.5 Plan de Trefftz, analyse en champ distant et en champ proche

La portance et la traînée induite peuvent être calculés par les méthodes du champ proche ou du champ distant. Les aspects théoriques sont trop vastes pour être détaillés ici, mais en essence, la méthode du champ proche consiste à intégrer les forces de pression sur les panneaux, alors que la méthode du champ distant est basée sur l'équilibre du moment sur une surface de contrôle bien en aval de l'avion, c'est-à-dire le plan de Trefftz.

Il est généralement signalé que les résultats de portance et de traînée de l'analyse du champ proche sont beaucoup plus élevés et moins représentatifs que ceux résultant des calculs dans le plan de Trefftz. Ce problème n'est pas spécifique à l'implémentation actuelle, il est signalé pour la plupart des codes de VLM ou de panneaux. L'implémentation du code actuel pour les calculs de la portance et de la traînée est donc la méthode du champ distant.

D'un autre côté, l'analyse du champ distant ne donne pas d'information sur la distribution de pression

le long d'une corde, et aucune information sur le moment de tangage par rapport au $\frac{1}{4}$ de la corde. Tous les moments et la position du centre de pression sont donc calculé en effectuant la somme sur les panneaux.

Dans l'implémentation actuelle de la méthode des panneaux 3D, on considère que seule les ailes produisent un sillage et pas le fuselage.

4.4.5.6 Comportement linéaire et non-linéaire

Les analyses traditionnelles VLM et de panneaux ne prennent pas en compte l'effet visqueux. Pour des modèles réduits fonctionnant à quelques m/s cependant, la traînée visqueuse n'est pas négligeable comparée à la traînée induite et doit donc être estimée avec une autre méthode.

Dans l'application actuelle, la traînée visqueuse est estimée en interpolant les polaires pré-générées de XFOil, par la valeur de C_z résultant de l'analyse linéaire 3D. Ceci suppose implicitement que le comportement du profil d'une aile finie n'est pas très différent d'une « aile infinie de XFOil ». Il n'y a pas vraiment de support, ni théorique, ni expérimental pour supporter cette approche, elle doit donc être utilisée avec précaution.

Comme c'est généralement le cas en transposant des résultats 2D vers une analyse 3D, l'estimation de la traînée visqueuse est probablement trop faible et peu donner des résultats sans aucun doute optimistes.

Parce que la VLM est linéaire, elle ne prend pas en compte correctement, entre autre, le décrochage aux grands angles d'attaque, contrairement, potentiellement à la LLT.

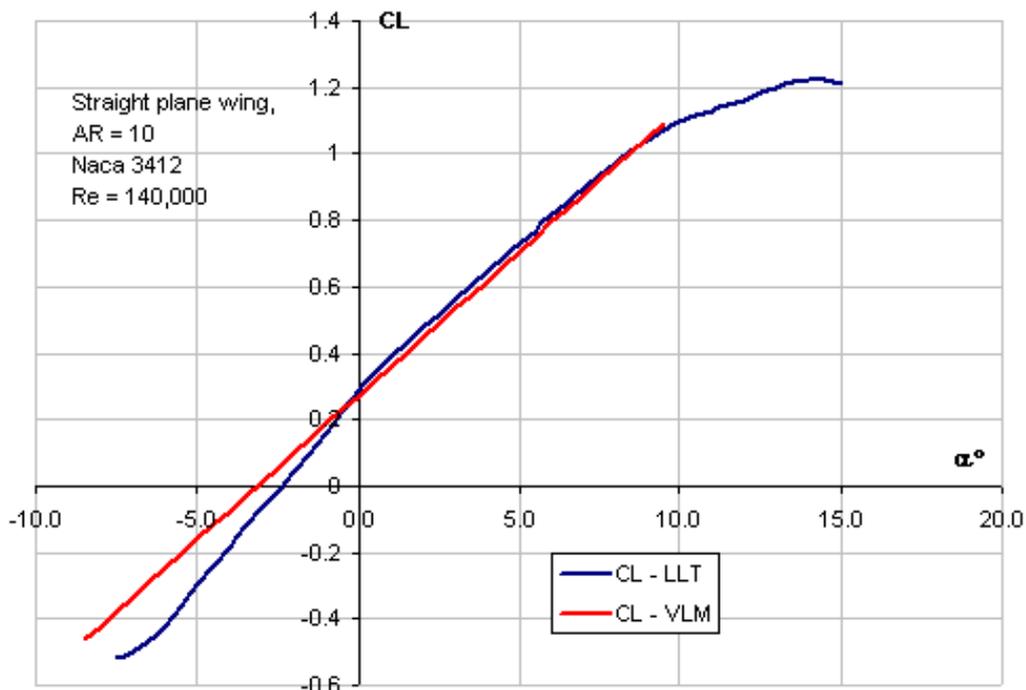
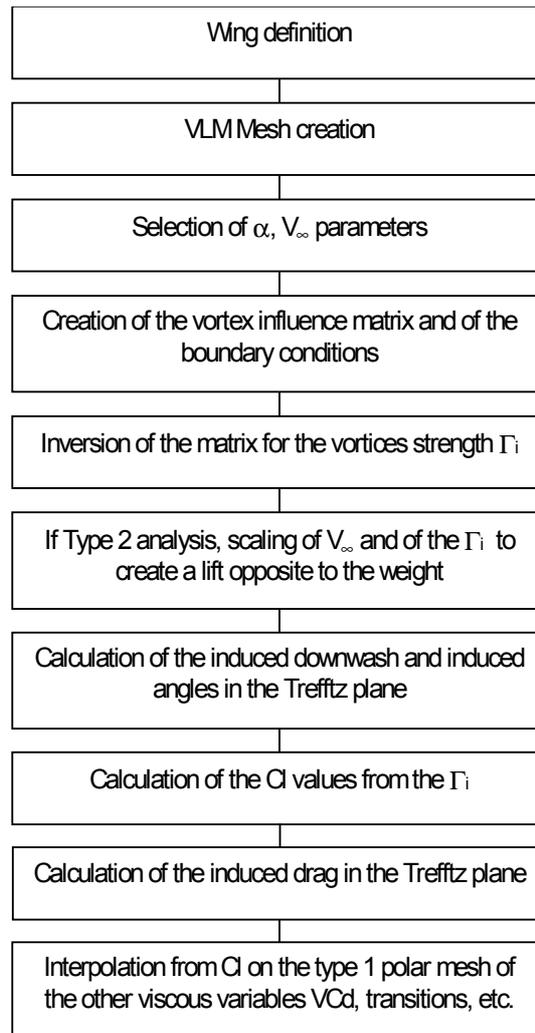


Figure 27 – Comportements linéaires et non-linéaires

4.4.5.7 Implémentation non-linéaire



4.4.5.8 Inclinaison de la géométrie – Analyse VLM et panneaux 3D

La méthode de base VLM utilise l'approximation des petits angles pour la définition du sillage. Dans le cadre de cette supposition, le sillage est aligné avec l'axe du fuselage :

- pour la VLM, les de traînée des tourbillons en fer à cheval sont parallèles à l'axe x du fuselage (aFigure 28a)
- pour l'analyse par les panneaux 3D, les panneaux de traînée de sillage sont dans le plan x-y

L'avantage de cette approximation est sa simplicité : il ne faut qu'une seule matrice d'influence pour tous les angles d'attaque, et l'inversion de la matrice peut être effectuée simultanément pour tous les angles.

Le désavantage est que les tourbillons en fer à cheval ou les panneaux de sillage ne sont pas alignés sur le vecteur-vitesse en flux libre.

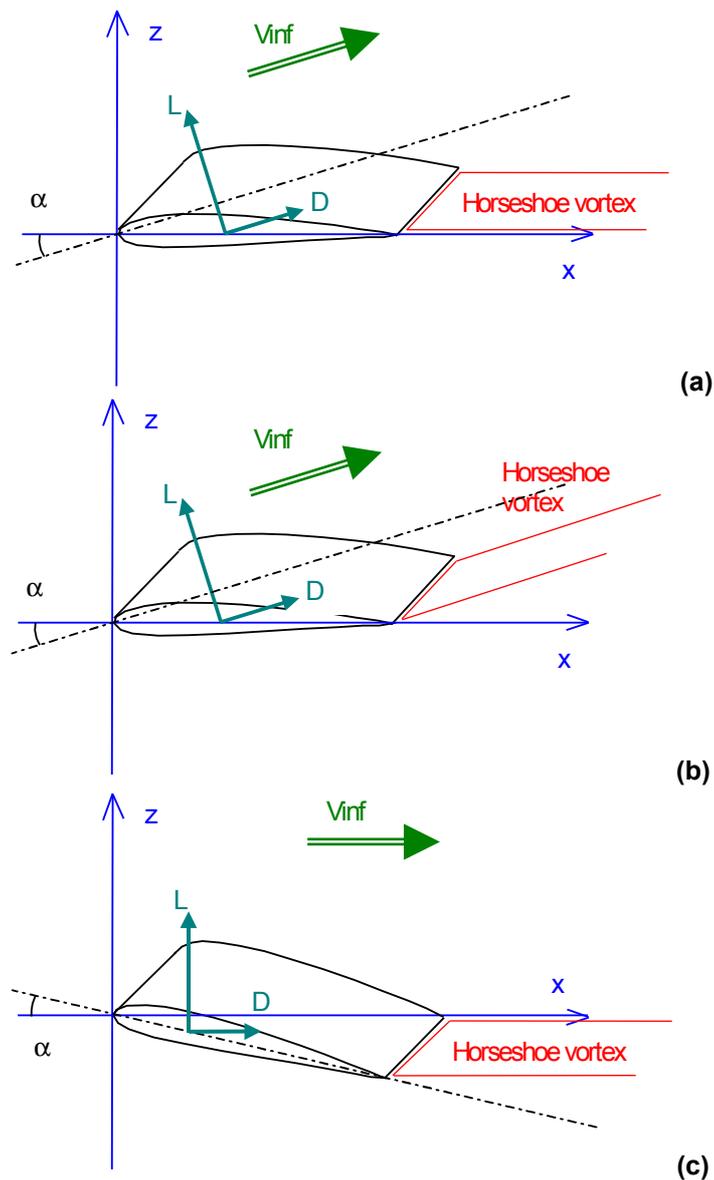


Figure 28 – Normal and Tilted geometry configurations

Une approche plus représentative est d'aligner le sillage avec les axes du vent (Figure 28b). De manière équivalente, le problème peut être défini dans les axes du vent et la géométrie du fuselage peut être inclinée de l'angle d'attaque (Figure 28c), ce qui est une transposition directe de la physique du problème. Les deux méthodes sont équivalentes, mais la dernière peut être plus facilement implémentée, elle a donc été choisie pour XFLR5.

Elle est sélectionnée en cochant « incliner la géométrie » dans la boîte de dialogue d'analyse.

L'inconvénient de cette approche est qu'une nouvelle matrice doit être définie et inversée pour chacun des angles d'attaque, ce qui conduit à des temps de calcul plus importants.

Les coefficients C_z et C_x sont sensiblement identiques avec les deux méthodes, ce qui signifie que l'approximation des petits angles est valable du point de vue de l'analyse des performances.

Les coefficients de moment peuvent être légèrement différents.

4.4.5.9 Enroulement du sillage – Analyse VLM et panneaux 3D

Note : parce que c'est sensible et difficile à utiliser, le processus d'enroulement de sillage a été désactivé. Les explications qui suivent ne sont fournies qu'à titre d'information.

Considérations générales

Dans leur formulation de base, les méthodes VLM et par panneaux supposent toutes les deux que le sillage est plat, ce qui est une approximation.

Le sillage tend à s'enrouler sur lui-même, ce qui peut être illustré, par exemple par les deux tourbillons aux extrémités de chaque aile.

Un modèle de sillage plus fin que la simple ligne droite ou le simple panneau plat peut être intéressant pour deux raisons ;

- bien que le sillage ne porte pas de charge et n'a donc pas d'influence sur le coefficient de portance, sa forme affecte la valeur de la traînée induite et des coefficients dérivés ;
- un sillage plat n'est pas approprié à un avion comportant un stabilisateur horizontal car le sillage dirigé vers le bas créé par l'aile principale influe le champ de flux autour du stabilisateur.

La forme du sillage est déterminée par le champ de flux derrière l'aile, et à son tour, le champ de flux dépend de la forme du sillage.

La forme du sillage prise dans une situation d'état stable peut donc être déduite par un processus itératif dans lequel la géométrie du sillage est mise à jour (« relaxée ») après chaque boucle de calcul.

Maillage du sillage

La formulation des panneaux implémentée dans XFLR5 est un type de panneau constant, plat. Il faut donc prêter une attention spéciale dans le choix de la taille du panneau d'aile afin d'éviter un vrillage excessif. La taille de panneau est contrôlée par trois paramètres :

- la longueur totale du sillage
- la dimension dans le sens du flux de la longueur du premier panneau de sillage
- le rapport, ou facteur de progression, entre deux panneaux adjacents dans la direction du flux

Une indication générale est qu'il est conseillé de définir ces paramètres de manière à ce que la taille du premier panneau soit approximativement la même que celle du panneau de bord de fuite de l'aile.

Processus d'enroulement

Idéalement, les coefficients de portance et de traînée tendent vers des valeurs limites. Cependant, si aucune précaution spéciale n'est prise, les essais numériques montrent que le sillage tend à s'enrouler indéfiniment sur lui-même. Ceci conduit à des panneaux très vrillés et à une divergence numérique.

Comme l'enroulement n'est pas un processus robuste, les itérations sont limitées à la fois par le nombre d'itérations et par un critère de précision.

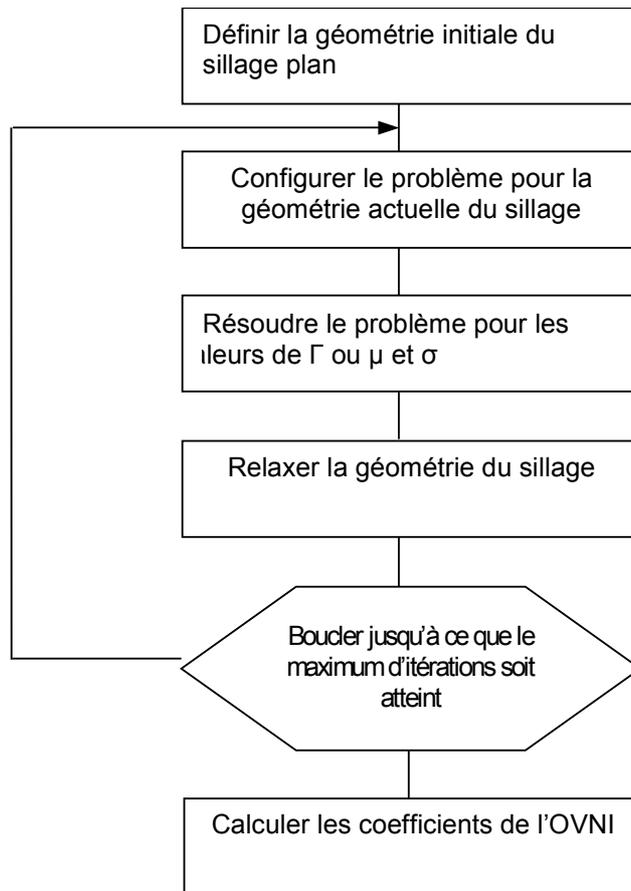


Figure 29 – Algorithme pour l'évaluation de l'enroulement du sillage

La référence [5] donne une description globale des problèmes liés à l'enroulement du sillage.

4.4.5.10 Interpolation du maillage polaire généré par XFoil

Le code ne recalcule pas avec XFoil chaque point de fonctionnement à chaque position sur l'aile et pour chaque itération :

- ceci donnerait des temps de calcul exagérément – et inutilement – longs
- la convergence de XFoil est trop incertaine

En remplacement, le point de fonctionnement est interpolé depuis un jeu pré-généré de polaires de type 1.

Les calculs de l'aile exigent que ce jeu de polaires de profil de Type 1 soit préalablement chargé ou généré pour chaque profil de l'aile.

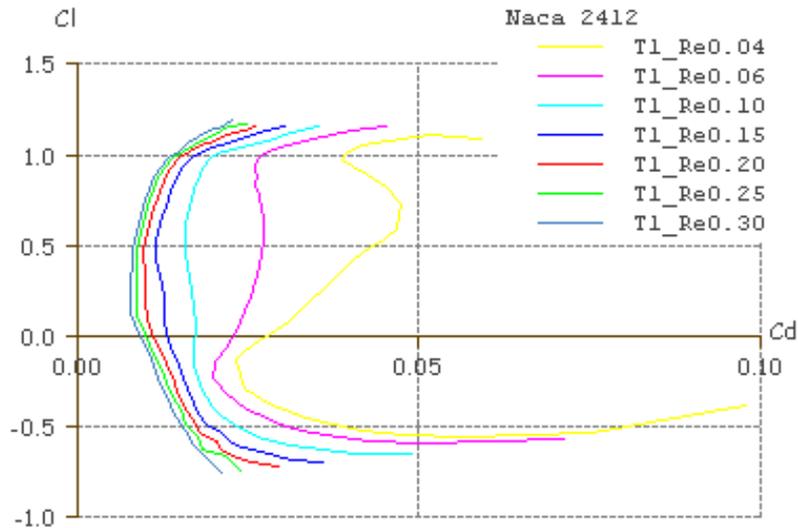


Figure 30 – Exemple de réseau de polaires de type 1 pour $Re = 40,000$ à $Re = 300,000$

Le jeu de polaires doit couvrir l'ensemble du domaine de vol en chaque point de l'aile en ce qui concerne à la fois les nombres de Reynolds et l'angle d'attaque apparent.

Si un point quelconque de la forme en plan de l'aile fonctionne hors du maillage polaire disponible, un message d'avertissement sera émis dans le fichier journal. Ceci se produit, par exemple, dans le cas de cordes de saumon courtes sur des ailes elliptiques. Dans de tels cas, le point du maillage « le plus proche » sera utilisé, et le point de fonctionnement pourra être généré et ajouté à la polaire encours, si cela a été choisi ainsi par l'utilisateur.

Pour le processus d'interpolation, le code utilise indifféremment toutes les polaires de type 1 disponibles et qui concernent le profil sélectionné. L'utilisateur doit donc faire attention de ne fournir qu'un jeu de polaires homogène et cohérent.

Le processus d'interpolation d'une variable X (X pouvant être Cz, Cx, Cm, Point de transition, etc.) depuis $[\alpha = \text{aoa} + \alpha_i + \text{washout}, Re]$ un point géométrique P entre les profils 1 et 2 est ;

1. pour le premier profil, rechercher les polaires 1 et 2 telles que $Re_1 < Re < Re_2$;
 - si ni la polaire 1, ni la 2 ne sont trouvées, retourner une erreur
 - si Re est inférieur aux nombres de Reynolds de toutes les polaires, utiliser la polaire ayant le Re le plus faible
 - Si Re est supérieur à celui de toutes les polaires, utiliser la polaire de plus grand Re
2. Interpoler chaque polaire avec α pour obtenir X11 et X12 ;
Si la polaire n'est pas définie jusqu'à α , utiliser le plus petit ou le plus grand angle disponible et émettre un avertissement si une seule polaire est disponible, n'interpoler que cette polaire et émettre un avertissement
3. Interpoler X1 entre X11 et X12, au prorata de Re entre Re1 et Re2
4. Effectuer la même chose avec le second profil pour obtenir X2
5. Interpoler X entre X1 et X2, au prorata de la position du point entre les deux profils

4.4.6 Résultats et exploitation

4.4.6.1 Points de fonctionnement de l'aile et polaires de l'aile

La présentation des résultats est la même que pour l'analyse d'un profil, c'est-à-dire que l'analyse ayant convergé génère un point de fonctionnement et ajoute un résultat à l'objet polaire. La définition et la sélection d'un objet Analyse/Polaire est nécessaire pour pouvoir effectuer un calcul.

Un nombre quelconque de points de fonctionnement peut être enregistré dans la base de données créée au moment de l'exécution, la seule limite est celle de la mémoire de l'ordinateur. Les points de

fonctionnement de l'aile et de l'avion utiliseront des ressources mémoires conséquentes.

Les polaires de Type 1 et de Type 4 demeurent inchangées par rapport à l'analyse de profil

Une polaire de Type 2 correspond à un avion d'une masse de fonctionnement donnée à portance constante.

Pour un angle d'attaque donné, la vitesse de l'avion est calculée pour créer une force de portance opposée au poids de l'avion :

$$V = \sqrt{\frac{2mg}{\rho S C_l}}$$

L'angle de descente est :

$$\gamma = \arctan\left(\frac{C_d}{C_l}\right)$$

et les vitesses horizontale et verticale sont respectivement :

$$V_x = V_\infty \cos(\gamma)$$

$$V_z = V_\infty \sin(\gamma)$$

La convergence pour les polaires de type 2 exige que l'angle d'attaque apparent soit supérieur à l'angle de portance nulle. Sinon aucune vitesse ne pourra générer une portance positive...

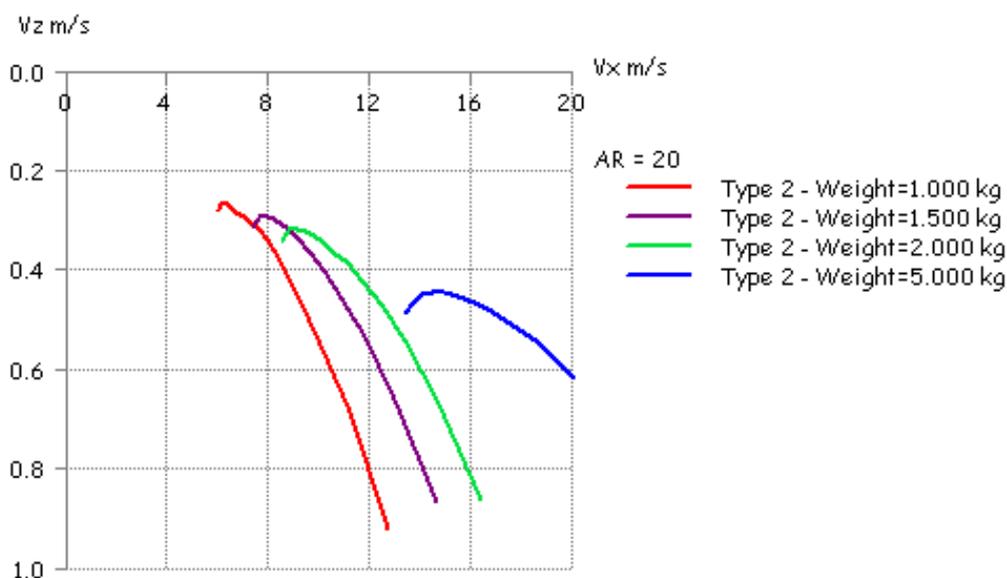


Figure 31 – Polaires de vitesse basées sur une analyse de type 2

4.4.6.2 Moments

Tous les calculs de moments dans la LLT sont strictement en accord avec les formules de la note NACA TN1269

Dans la version V4.00, la définition des moments a été modifiée pour clarifier certaines ambiguïtés qui existaient jusqu'à la version v3.21.

Depuis la version V4.00, les moments géométriques de tangage, roulis et lacet sont calculés par intégration des forces sur les panneaux.

Pour VLM, ceci est réalisé à la position centrale du tourbillon, pour l'analyse par panneaux 3D, la force est appliquée au centre du panneau.

Les moments géométriques sont donc les moments totaux appliqués à l'aile ou à l'avion.

Dans un but d'analyse, il peut être intéressant de séparer ces moments en plusieurs parties, ou d'isoler une contribution spécifique au moment total.

Coefficients de moment sur les bandes selon l'envergure

Ces moments sont calculés pour chaque position sur l'envergure de l'aile et sont accessibles sur les graphes de point de fonctionnement.

| Moment | Sign | Ref. length | Nature | LLT | VLM & 3D-Panel |
|----------|----------------------|--------------------------------------|--|--|--|
| Pitching | Airfoil CmAirfoil | M.A.C. $M = q S \text{mac}$ Cm | Moment of the lift forces around the $\frac{1}{4}$ chord point | The value for the pitching moment is interpolated on the foil's polar mesh. It takes into account viscous effects | Sum of the moments created by pressure forces on the strip's panels The viscous part is ignored |
| | Cm | | Moment of the pressure and viscous forces with respect to XCmRef | Integration over the wing's lifting line of the strips self pitching moment, and of the strip lift force Both sweep and dihedral are taken into account | Sum on all the panels of the moments of pressure forces + pitching moment of viscous drag forces |

Coefficients aérodynamiques de l'aile

| Moment | Sign | Ref. length | Nature | LLT | VLM & 3D-Panel |
|----------|---------------------------------------|--------------------------------------|---|--|---|
| Pitching | positive nose up | M.A.C. $M = q S \text{mac}$ Cm | Moment of the pressure forces with respect to CoG | Integration of the moment over the wing's lifting line. Both sweep and dihedral are taken into account | Sum on all the panels of the moments of pressure forces |
| | | | Moment of the viscous airfoil drag forces with respect to CoG | Integration of the moment over the wing's lifting line. | |
| | | | Moment of the lift forces around $\frac{1}{4}$ chord point | Cm interpolated on polar 1 mesh | Sum of the moments created by pressure forces on the strip's panels |
| Rolling | positive with the starboard wing down | Span $L = q S b Cr$ | Moment of the pressure forces with respect to CoG | Integration of the lift's moment over the wing's lifting line. Dihedral is not taken into account | Sum on all the panels of the moments of pressure forces |
| Yawing | positive with the nose to starboard | Span $N = q S b Cn$ | Moment of the pressure forces with respect to CoG | N/A | Sum on all the panels of the moments of pressure forces |
| | | | Moment of the viscous airfoil drag forces with respect to the plane $y=0$ | Integration of the moment over the wing's lifting line | |
| | | | Moment of the induced tangential forces with respect to the plane $y=0$ | Integration of the moment over the wing's lifting line | |

4.4.6.3 Point neutre, centre de pression, marge statique

XFLR5 jusqu'à sa version v3.12 a fourni une mesure de la quantité

$$SM = \frac{(X_{CP} - X_{CG})}{MAC}$$

incorrectement marquée «Marge statique », où XCP est le centre de pression par rapport à une position

X_{CG} est la position du centre de gravité suivant X, X_{CG} est la position du centre de pression suivant X

La marge statique d'une aile ou d'un avion, conventionnellement, peut être déterminée par un processus itératif. C'est la position du centre de gravité (ou la position de référence du moment XCmRef) pour laquelle

$$\frac{dC_m}{d\alpha} = 0$$

Ceci est illustré sur la Figure 32 où le point neutre est approximativement à 67 mm du bord d'attaque.

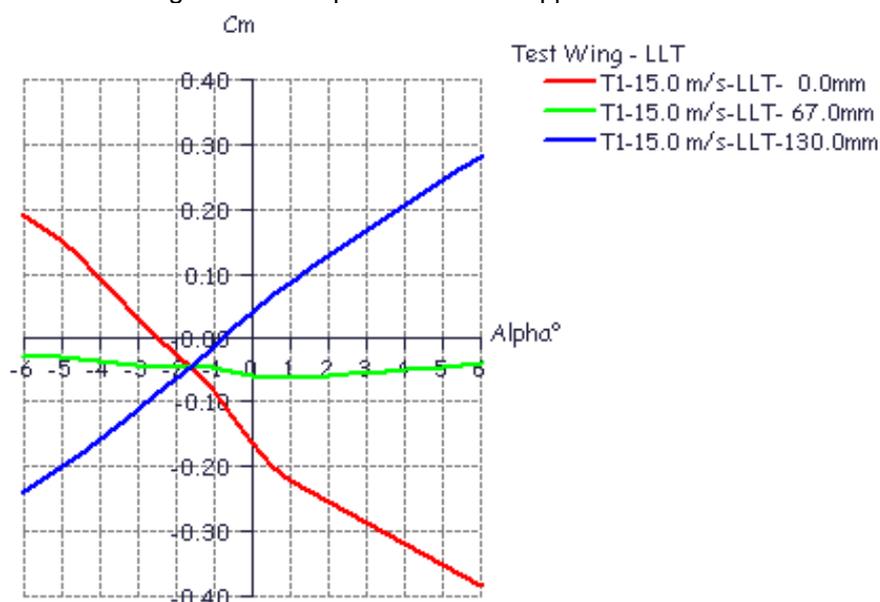


Figure 32 – Foyer de l'aile

Un exemple d'utilisation d'XFLR5 pour déterminer la position du CG est donné dans les références [6] et [7].

4.4.6.4 Facteur d'efficacité

Le facteur d'efficacité, encore appelé facteur d'Oswald est une mesure de la déviation de la traînée induite de l'aile par rapport à celle associée à une charge optimale elliptique. Il est défini par

$$e = \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR \cdot ICd}$$

où :

- C_L est le coefficient de portance
- ICd est le coefficient de traînée induite
- AR est l'allongement de l'aile (Aspect Ratio en anglais)

Le facteur d'efficacité devrait toujours être inférieur à 1. Il arrive cependant que ce facteur devienne supérieur à 1 pour des raisons numériques dans les calculs de LLT, VLM et de panneaux 3D.

En LLT, ceci peut être corrigé en augmentant la précision exigée pour la convergence, par exemple avec les paramètres suivants :

- Nombre de stations = 40
- Facteur de relaxation = 40
- Critère de convergence = 0.001
- Nombre maximum d'itérations = 300

En VLM et panneaux 3D, une amélioration de la densité des panneaux sans la direction du flux est nécessaire, mais pas toujours suffisante pour réduire le facteur d'efficacité à des valeurs inférieures à 1.

4.4.6.5 Lignes de courant

Les lignes de courant sont calculées à partir de l'intensité des tourbillons, ou doublet et source, chaque fois qu'un point de fonctionnement est sélectionné.

Les calculs sont incrémentaux, dans la direction du flux.

La ligne de courant commence aux panneaux de bord d'attaque ou de bord de fuite, avec un décalage dans les directions x et z défini par l'utilisateur.

La « longueur initiale » est le premier incrément en x pour les calculs de la ligne de courant.

Le « facteur d'avancement » détermine la longueur du pas n+1 relativement au pas n.

Note d'avertissement : le vecteur-vitesse est singulier aux arrêtes des panneaux dans l'analyse panneaux 3D et sur la ligne de traînée des panneaux dans l'analyse VLM. Ceci peut entraîner des instabilités numériques, dans le cas, par exemple, où l'on demande aux lignes de courants de commencer exactement aux panneaux de bord de fuite ou de bord d'attaque ou aux coins d'un panneau. Un léger décalage en x ou z est nécessaire pour éviter l'instabilité. L'utilisation d'un rayon de coupure, qui peut être défini dans les paramètres avancés, est une autre possibilité.

4.4.7 Comparaison avec les résultats expérimentaux

Le code a été testé par comparaison avec des résultats expérimentaux et par comparaison avec d'autres logiciels, avec des résultats cohérents.

Les algorithmes VLM, panneaux 3D et LLT dans leur implémentation dans XFLR5 sont totalement indépendants, mais ils donnent des résultats proches dans la partie linéaire des diagrammes de C_z en fonction de α .

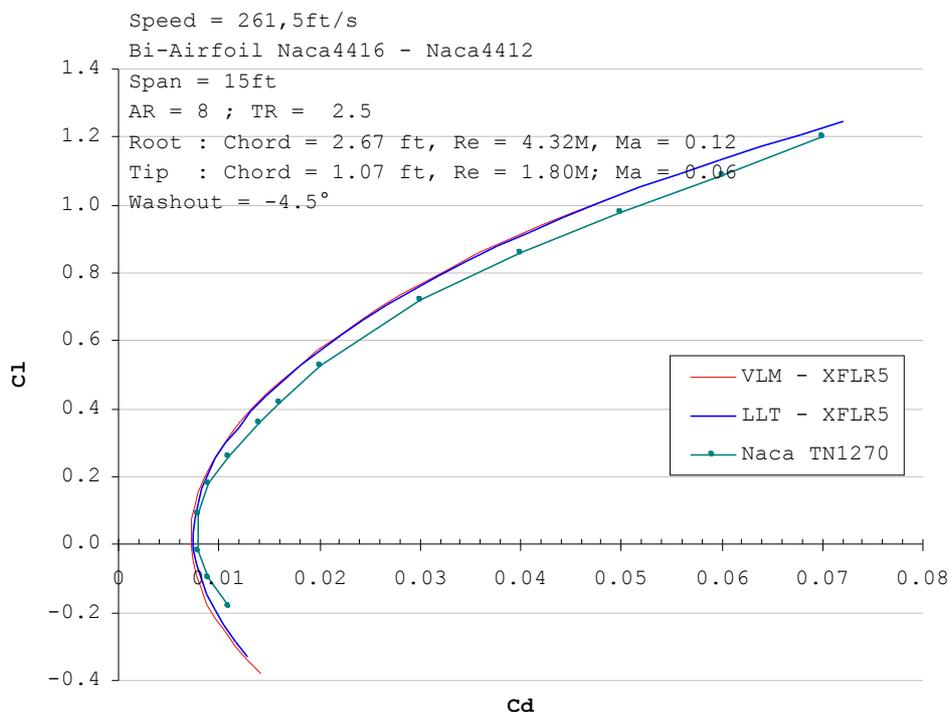


Figure 33 – Comparaison to test results from Naca Tech. Note 1270

4.4.8 Comparaison avec des données de soufflerie

Une expérience a été menée début 2008 avec un modèle réduit de planeur. Les résultats détaillés sont donnés en référence [9].

Les figures suivantes donnent les résultats de XFLR5 v3.21 et v4.09. Les résultats de v3.21 sont marqués « FMe » parce que les calculs ont été effectués par F. Meschia.

Note : en v4.09, les calculs de portance ont été effectués par intégration de la pression des forces sur les panneaux. En v4.13, les calculs ont été réalisés dans le champ proche.

Figure 34 – Predicted lift curve vs. experimental results

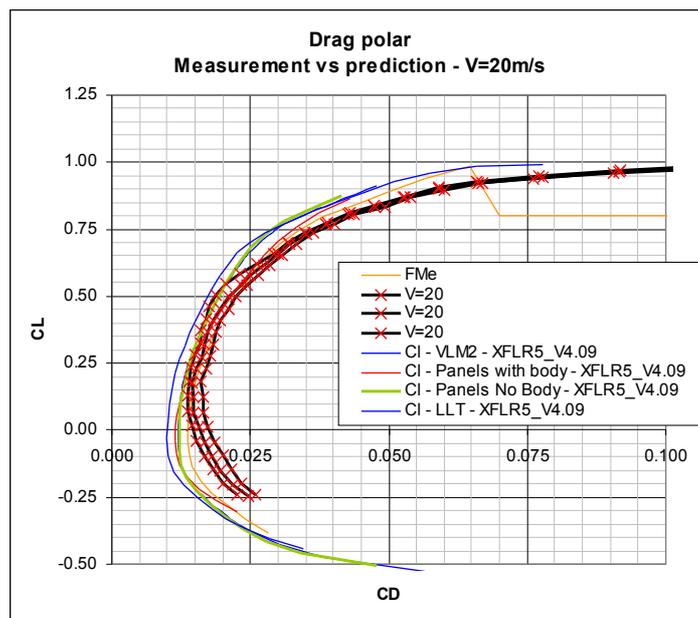


Figure 35 – Predicted drag polar vs. experimental results

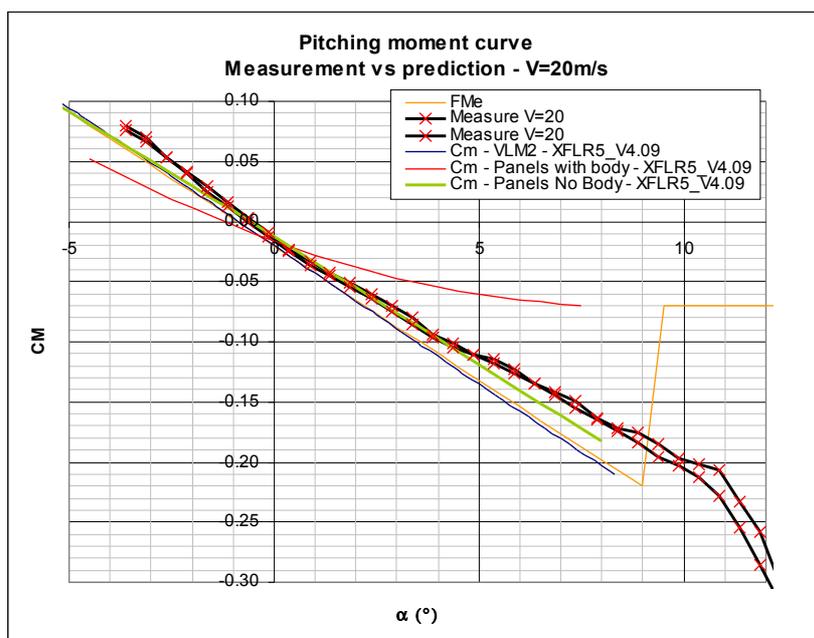


Figure 36 – Predicted pitch moment vs. experimental results

On peut en conclure que :

- la VLM est au moins aussi fiable la méthode des panneaux 3D
- la modélisation du fuselage n'améliore pas la précision des résultats
- les deux méthodes donnent une estimation raisonnable de valeurs telles que :
 - coefficient de portance
 - angle à portance nulle
 - coefficient de moment de tangage
 - moment de portance nulle ou portance à moment nul
- Les deux méthodes tendent à sous-estimer la traînée, probablement sa part visqueuse.

4.4.9 Comparaison des résultats de Miarex et d'AVL

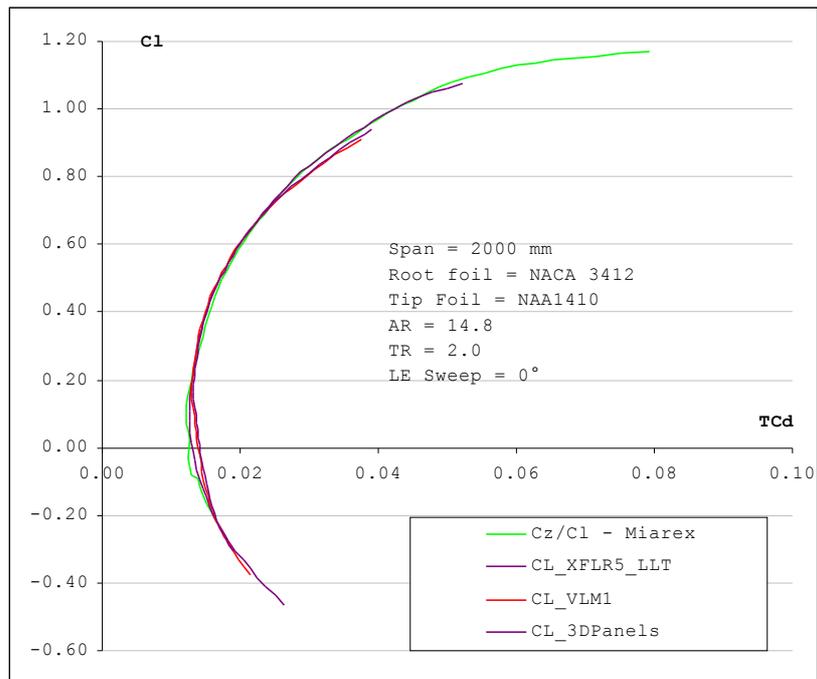


Figure 37 – Comparison to results from Miarex

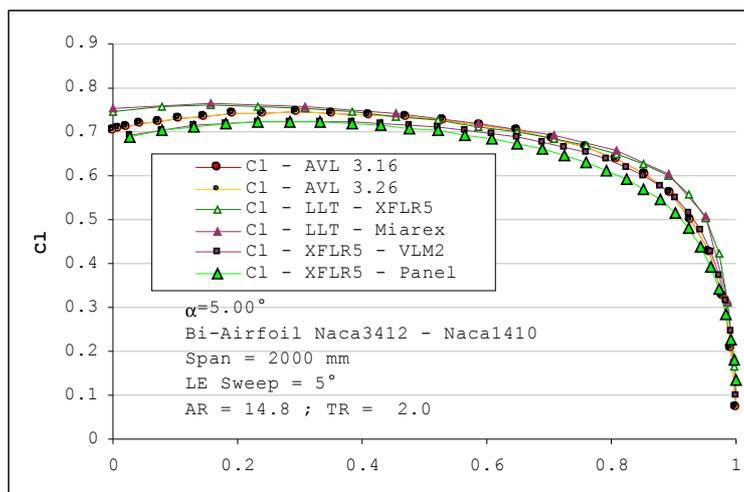


Figure 38 – Lift coefficient - Comparison to AVL and Miarex

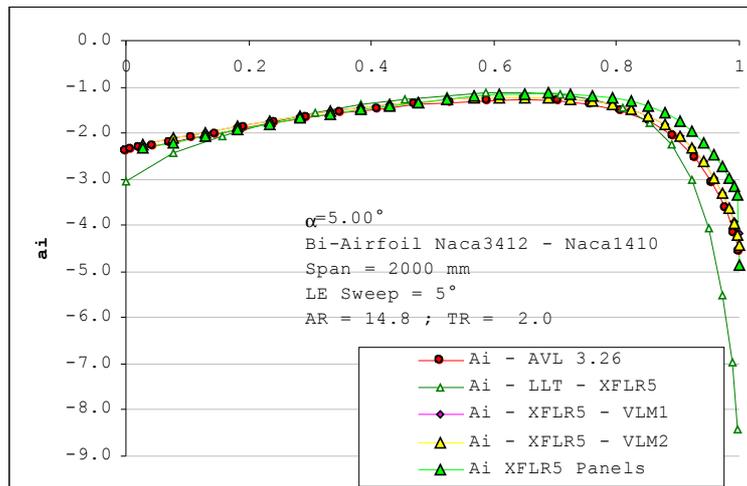


Figure 39 – Induced Angle vs. span - Comparison to AVL and Miarex

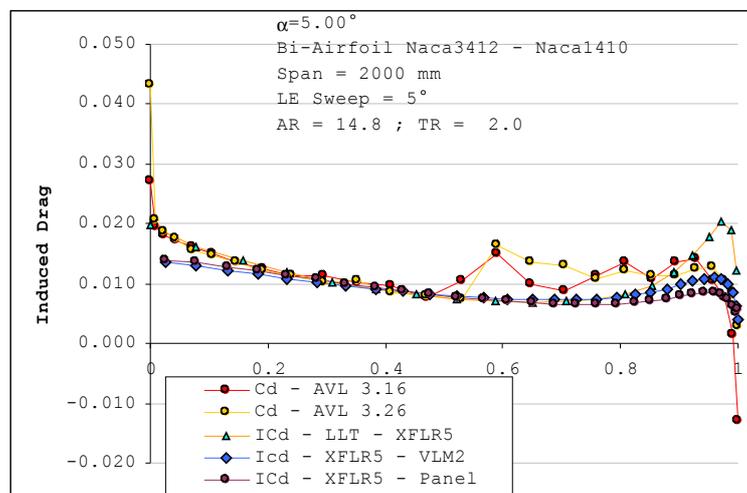


Figure 40 – Induced Drag vs. span - Comparison to AVL and Miarex

Note concernant la traînée induite : l'hétérogénéité des résultats d'AVL est inexplicable.

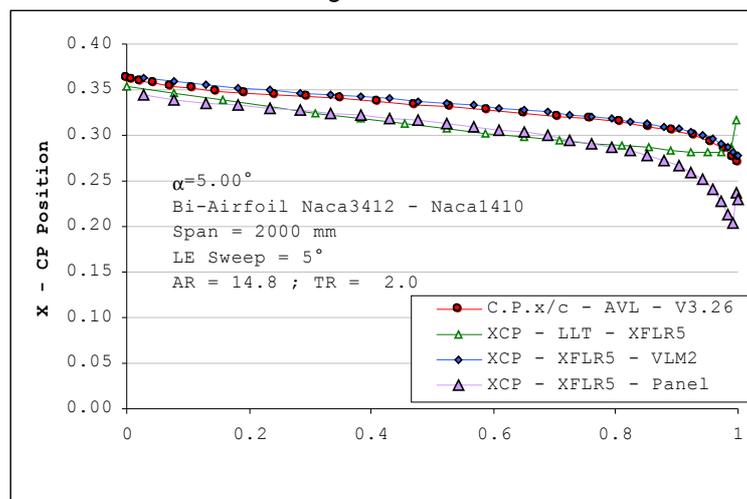


Figure 41 – Center of pressure position vs. span - Comparison to AVL and Miarex

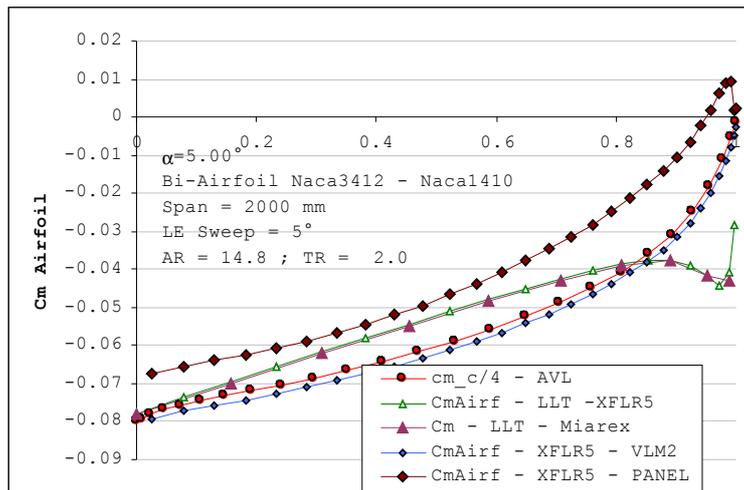


Figure 42 – Pitching moment coefficient vs. span - Comparison to AVL and Miarex

4.4.10 Exemple de session – Analyse d’aile

1. Charger les profils qui seront utilisés pour définir l’aile
2. Dans l’application d’analyse directe, cliquez « Lancer l’analyse par lots » depuis le menu « polaires » puis pressez Majuscule+F6
3. Lancer une analyse par lots avec les paramètres suivants (assurez-vous que les valeurs couvrent l’ensemble du domaine de vol de l’aile) :
 - avec $\alpha = -6^\circ$ à $\alpha = 10^\circ$
 - avec $Re = 40,000$ à $Re = 160,000$ tous les 20,000
 - avec $Re = 200,000$ à $Re = 500,000$ tous les 50,000
 ou utilisez une liste prédéfinie
 Cocher la case « Commencer depuis zéro » fera démarrer l’analyse depuis $\pi = 0^\circ$ en augmentant jusqu’à α_{max} et en redescendant ensuite à α_{min} ; ceci facilite en général la convergence
4. Fermer la boîte de dialogue
5. Utiliser « Enregistrer les polaires associées » dans le menu « Profil actuel » afin d’enregistrer les polaires dans un fichier « .plr » pour les utiliser dans de futurs projets (optionnel)
6. Aller à l’application de conception d’aile ou pressez Ctrl+6
7. Cliquer la commande « Définir un aile » ou pressez F3 depuis le menu Aile
8. Définir l’aile et fermer la boîte de dialogue
9. Cliquer « Définir une Analyse/Polaire » depuis le menu Polaire d’aile ou pressez F6
10. Activer la coche « Type 2 »
11. Définir la masse de l’avion et la position du centre de gravité (l’emplacement de la référence de moment)
12. Sauf si l’aile à un faible allongement, un forte flèche ou un dièdre important, sélectionnez la case à cocher « LLT » et fermez la boîte de dialogue (et)
13. Laisser les paramètres de LLT à leurs valeurs par défaut dans le menu « Point de fonctionnement », c’est-à-dire « Facteur de relaxation = 20 » et Nb de stations le long de l’envergure = 20 »
14. Sélectionner dans la barre d’outils de droite l’angle d’attaque qui peut être supposé donner une portance positive supérieure au poids de l’avion à des valeurs raisonnables de Vitesse/Re – par exemple $\alpha = 3^\circ$
15. Cliquer le bouton « Analyser » dans la barre d’outils de droite
16. Changer les paramètres si l’on n’atteint pas la convergence de la LLT ou continuez l’analyse LLT après avoir décoché la case « Init LLT »
17. Cliquer la commande « Vue 3D » depuis le menu Afficher
18. Utiliser la souris pour zoomer et pivoter le modèle
19. Cliquer sur la commande « Polaires » du menu Afficher ou pressez F8 pour visualiser le diagramme polaire

4.4.11 Non convergences

| | Cause | Correction |
|-----------------|---|---|
| Toutes méthodes | Les maillages polaires de type 1 du profil ne couvrent pas le domaine de vol disponible [cas le plus courant de non convergence] | Étendre le maillage polaire de Type 1 des profils |
| | En analyse de Type 2, la portance est négative | Ne faire les calculs que pour des valeurs plus élevées de l'angle d'attaque |
| | En analyse de Type 2, la vitesse est soit trop grande soit trop faible, ce qui donne des points de fonctionnement en dehors du domaine de vol | Étendre le maillage polaire de Type 1 du profil ; La vitesse va tendre vers des valeurs infinies aux faibles angles d'attaque et, symétriquement elle va tendre vers 0 aux forts angles d'attaque |
| | La corde d'extrémité est trop faible et donne des nombres de Reynolds trop faibles | Soit : 1. Cochez la case « Enregistrer les OpPoints en dehors du maillage polaire » 2. Supprimez l'extrémité de l'aile dans la définition de sa forme en plan |
| LLT | Le facteur de relaxation est trop faible | Augmentez le facteur dans la boîte de dialogue « paramètres de LLT ... » |
| | Le nombre de points sur la forme en plan est trop élevé | Diminuez le nombre dans la boîte de dialogue « Paramètres LLT ... » |
| VLM | La matrice est singulière en raison d'une disposition des panneaux VLM conflictuelle | Régénérez manuellement un maillage VLM |
| Panneaux | Les résultats sont incohérents parce que le sillage engendré par l'aile et le stabilisateur sont dans le même plan horizontal | Décalez dans la direction z soit l'aile, soit le stabilisateur de manière à ce qu'ils ne soient pas sur le même plan. |

Le fichier journal indiquera quels sont les points du domaine de vol qui ne peuvent pas être calculés. On peut y accéder par la commande de menu « Points de fonctionnement → Afficher le fichier journal »

Le « fichier journal (log) » est un fichier en texte pur. Si le document ne s'affiche pas lorsqu'il est appelé depuis le menu, il peut être nécessaire d'associer manuellement l'extension « .log » au Notepad de Windows.

4.5 Analyse de stabilité

Le but de l'analyse de stabilité est d'évaluer la réponse temporelle ou fréquentielle d'un avion à des perturbations du vol stabilisé. Les perturbations peuvent provenir de l'environnement, par exemple d'une rafale de vent, ou de l'action d'une commande de vol.

La représentation mathématique de la réponse est un sujet complexe, qui requiert des hypothèses simplificatrices. Pour l'essentiel, il s'agit de ne considérer que des réponses à petites perturbations. Les aspects théoriques de la dynamique du vol et de l'analyse de stabilité sont donnés dans la référence [1]. Le but du présent document est

- de donner une description brève et très simplifiée de la dynamique du vol pour les utilisateurs peu au fait de la théorie
- d'expliquer les choix faits dans XFLR5
- de décrire la procédure pour conduire une analyse.

Remarque : les concepts mathématiques et les formules présentées ci-après ne sont pas indispensables à la compréhension de la dynamique du vol. Ils sont donnés à titre d'information pour les utilisateurs intéressés pour approfondir la théorie.

4.5.1 Théorie

XFLR5 suit la méthode proposée par Etkin en ref [1].

Selon ce type d'analyse, les réponses longitudinale et latérale sont découplées et sont évaluées séparément.

4.5.2 Repères

Deux repères différents sont utilisés dans les analyses de dynamique du vol : le repère géométrique (body axes), et le repère de stabilité (stability axes).

Ils sont définis en Figure 43.

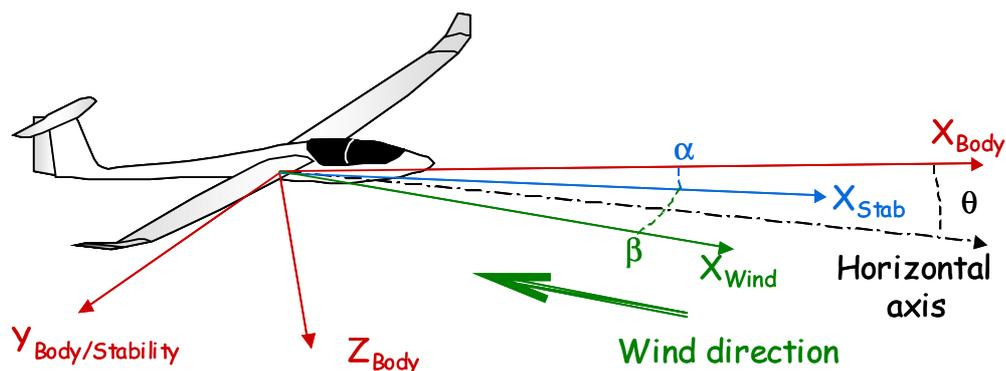


Figure 43 – Repère géométrique et repère de stabilité

Repère géométrique

Il s'agit du repère dans lequel est définie la géométrie.

- L'axe X pointe vers "l'arrière"
- L'axe Z est dans le plan de symétrie, et pointe "vers le haut";
- L'axe Y est perpendiculaire aux deux précédents, et pointe "vers tribord".

Repère de stabilité

Il s'agit du repère dans lequel le vol stabilisé est le plus aisément décrit.

- l'axe x est la projection du vecteur vitesse dans le plan x-z de l'avion, et pointe vers "l'avant"
- L'axe Z' est dans le plan de symétrie, et pointe "vers le bas";
- L'axe Y est perpendiculaire aux deux précédents, et pointe "vers tribord".

L'origine est le centre de gravité de l'avion.

Remarques

- Aucun calcul n'est réalisé dans le repère galiléen; on ne s'intéresse en effet pas au mouvement absolu, mais seulement au comportement "local" de l'avion, qui s'exprime mieux dans le repère de stabilité.
- Le repère de stabilité est fixe par rapport à l'avion, et ne constitue donc pas un repère galiléen.
- En vol horizontal stabilisé, l'axe $X_{stability}$ est horizontal
- Etant donné que le dérapage est modélisé dans XFLR5 par une rotation de la structure autour de l'axe Z_E , le vecteur vitesse du vent est aligné sur l'axe X même pour un dérapage non nul

Suivant la recommandation d'Etkin, tous les calculs de XFLR5 sont réalisés dans le repère de stabilité.

4.5.3 Coordonnées, position, vitesse, et vecteur rotation

La position de l'avion est définie dans un repère galiléen lié à la terre par sa position spatiale $O(X,Y,Z)$, et par une rotation définie à l'aide des angles d'Euler (ϕ, θ, ψ).

On note $V(U,V,W)$ le vecteur vitesse de l'avion, et $\omega(P,Q,R)$ le vecteur rotation, tous deux définis dans le repère de stabilité.

De plus, on suppose que l'avion vole à vitesse stabilisée, par exemple:

- vol horizontal
- vol incliné en cercle
- looping à vitesse constante (difficile à concevoir, mais peu importe)

L'état de l'avion est alors défini par les variables $(X, Y, Z, U, V, W, P, Q, R)$

Etant donné que l'on ne considère que des petites perturbations autour de l'état d'équilibre, chaque variable est linéarisée autour d'une valeur moyenne. Ainsi pour la vitesse suivant X

$$U = U_0 + u$$

L'indice 0 fait référence à l'état non perturbé.

Le but de l'analyse de stabilité est de déterminer la réponse des variables de vol en réponse à une petite perturbation.

4.5.4 Contraintes de vol

On utilise dans ce qui suit la terminologie adoptée par AVL:

- α : angle d'attaque
- β : angle de dérapage
- C_L : coefficient de portance
- ϕ : angle d'inclinaison de roulis, compté positif pour une aile droite qui s'abaisse
- m : masse
- g : accélération gravitationnelle
- ρ : densité de l'air
- S : aire de référence

Les contraintes sont :

- | | |
|---|--|
| $U_0 = \sqrt{2mg/\rho S C_L \cos \phi}$ | vitesse de vol pour assurer la portance |
| $R_0 = V_0^2/g \tan \phi$ | rayon de rotation, positif pour un virage à droite |
| $W_0 = V_0/R$ | taux de rotation, positif pour un virage à droite |
| $p_0 = 0$ | taux de roulis, nul pour un virage stabilisé |
| $q_0 = W_0 \sin \phi$ | taux de tangage, positif nez vers le haut |
| $r_0 = W_0 \cos \phi$ | taux de lacet, positif vers la droite |

Les analyses de type 2 dans XFLR5 ne prennent en compte que la condition $\phi=0$. Cette restriction est relâchée pour les analyses de stabilité de type 7.

4.5.5 Description de l'état de vol

L'état du vol à un instant donné est défini par un ensemble de 8 variables. Quatre d'entre elles décrivent l'état longitudinal:

u est la perturbation de la vitesse suivant l'axe X : $\mathbf{U} = \mathbf{U}_0 + \mathbf{u}$

w est la perturbation de la vitesse suivant l'axe Z

q est le taux de tangage, c.a.d. la composante du vecteur rotation autour de l'axe y

θ is the pitch angle, i.e. the angle between the stability x-axis and the horizontal flight line the angle is positive for a nose up.

Quatre variables décrivent le comportement latéral:

v est la perturbation de la vitesse suivant l'axe Y

p est le taux de roulis, c.a.d. la composante du vecteur rotation autour de l'axe x

r est le taux de lacet, c.a.d. la composante du vecteur rotation autour de l'axe z

ϕ est l'angle de roulis, c.a.d. l'angle entre l'axe y et le plan horizontal; cet angle est positif pour une droite qui s'enfonce

La position absolue définie par (X,Y,Z) n'entre pas en considération dans la dynamique de vol, ce qui revient à dire que le comportement ne dépende ni de l'altitude, ni de la longitude ou de la latitude. Les variations de densité de l'air et de la gravité avec l'altitude sont négligeables pour les modèles réduits et ne sont pas pris en compte.

En dynamique latérale, l'angle de direction ψ n'intervient pas dans les équations.

4.5.6 Procédure d'analyse

L'analyse se déroule selon les étapes suivantes:

1. définition de la géométrie
2. définition de la masse, du centre de gravité (CoG), et de l'inertie de chaque composant de l'avion, avec deux sous-options
 - i. Renseignement de la masse par l'utilisateur, afin que XFLR5 estime automatiquement la position du CG et le tenseur d'inertie
 - ii. Définition libre de ces valeurs
3. Définition d'une analyse de stabilité :
 - Si aucune commande de vol n'est sélectionnée, l'analyse sera réalisée pour la géométrie de base
 - Si une variation de commande est sélectionnée, l'analyse sera conduite pour une séquence de positions de la commande
4. Lancement de l'analyse pour une position donnée des commandes de vol. Les étapes suivantes seront réalisées par le programme:
 - iii. Recherche d'un angle d'attaque tel que $C_m=0$, et sortie avec erreur en cas d'échec
 - iv. Calcul de la vitesse de vol stabilise pour que la portance équilibre le poids
 - v. Evaluation des dérivées de stabilité
 - vi. Construction des matrices d'état
 - vii. Extraction des valeurs propres, et sortie avec erreur en cas d'échec
 - viii. Enregistrement des résultats dans un objet point de fonctionnement (optionnel) et dans l'objet polaire
5. Affichage et visualisation des résultats

4.5.7 Valeurs d'entrée

4.5.7.1 Description

En entrée, l'analyse requiert

- la définition de la géométrie de l'avion
- la masse, le centre de gravité, et le tenseur d'inertie, définis dans le repère géométrique
- les différents paramètres définis dans l'objet analyse/polaire
- la position des commandes : calage de l'aile et du stab, position des ailerons et des volets, etc.

4.5.7.2 Paramètres de l'analyse de stabilité

Les polaires de stabilité remplacent les anciennes "Polaires de contrôle". La principale différence est que la position du CG n'est plus une variable mais est fixée par la distribution de masse de l'avion.

Les analyses de stabilité prennent en entrée

- la densité de l'aire et sa viscosité dynamique
- le type d'aire de référence à prendre en compte pour le calcul des coefficients aérodynamiques
- le choix d'analyse visqueuse ou non-visqueuse
- les plages de variations de commande à étudier

4.5.7.3 Position des commandes

Les points de la polaire sont calculés pour différents état des variables que constituent la position des commandes de vol. Ces variables sont:

- l'angle de calage de l'aile autour de l'axe Y
- l'angle de calage du stab autour de l'axe Y
- l'angle de rotation des volets de l'aile autour de l'axe de leur charnière
- l'angle de rotation des volets du stab autour de l'axe de leur charnière
- l'angle de rotation des volets de la dérive autour de l'axe de leur charnière

Remarques:

- Le sens positif pour les rotations est défini suivant la règle du "tire-bouchon" , c.a.d.
 - pour le calage de l'aile et du stab, une valeur positive correspond à un bord d'attaque qui se lève
 - pour les volets de l'aile et du stab, une valeur positive correspond à un bord de fuite qui s'abaisse
 - pour les volets de la dérive, une valeur positive correspond à un bord de fuite à tribord
- Pour représenter des ailerons, les valeurs minimales et maximales doivent être de signes opposés entre les deux ailerons
- la position initiale de la commande n'est pas prise en compte. Autrement dit, si une aile a été définie avec un angle de volet non nul, cet angle sera annulé au lancement de l'analyse de stabilité
- tous les paramètres de commande varient simultanément en accord avec la valeur du paramètre de commande suivant la formule:

$$\text{Position commande} = (1-c) \times \text{Control_Min_position} + c \times \text{Control_Max_position}$$

4.5.8 Sortie

En sortie, le programme fournit pour les résultats longitudinaux et latéraux:

- Les dérivées de stabilité dimensionnelles
- Les dérivées de stabilité adimensionnelles
- la réponse temporelle pour une perturbation, ou pour un mode
- les valeurs et vecteurs propres des modes de perturbation

4.5.8.1 Dérivées de stabilité

Les dérivées de stabilité décrivent la variation d'une force ou d'un moment en réponse à la variation d'une variable de vol. Par exemple, la variation de la force axiale résultant de la variation de la vitesse axiale est:

Erreur ! Des objets ne peuvent pas être créés à partir des codes de champs de mise en forme.

La convention habituelle est de simplifier les notations:

Erreur ! Des objets ne peuvent pas être créés à partir des codes de champs de mise en forme.

Erreur ! Des objets ne peuvent pas être créés à partir des codes de champs de mise en forme.

avec les deux dérivées calculées pour l'état nominal stabilisé

X_u est la dérivée de stabilité dimensionnelle, et CX_u est la dérivée de stabilité adimensionnelle.

XFLR5 calcule les dérivées de stabilité pertinentes à l'échelle des modèles réduits :

- dans la direction longitudinale: ($X_u, X_w, Z_u, Z_w, Z_q, M_u, M_w, M_q$)
- dans la direction latérale: ($Y_v, Y_p, Y_r, L_v, L_p, L_r, N_v, N_p, N_r$)

Les dérivées adimensionnelles sont habituellement données dans les axes de stabilité, et les dérivées relatives à v et w sont plutôt exprimées par rapport à α and β . Elles sont:

- Dans la direction longitudinale: $CL_a, CL_q, Cm_a, Cm_q,$
- Dans la direction latérale: $CY_b, CY_p, CY_r, Cl_b, Cl_p, Cl_r, Cn_b, Cn_p, Cn_r;$

La définition des dérivées adimensionnelles est:

$$CL_a = Z_w \cdot u_0 / (q \cdot S) ;$$

$$CL_q = Z_q \cdot 2 \cdot u_0 / (q \cdot S \cdot mac) ;$$

$$Cm_a = M_w \cdot u_0 / (q \cdot S \cdot mac) ;$$

$$Cm_q = M_q \cdot (2 \cdot u_0 / mac) / (q \cdot S \cdot mac) ;$$

$$CY_b = Y_v \cdot u_0 / (q \cdot S) ;$$

$$CY_p = Y_p \cdot 2 \cdot u_0 / (q \cdot S \cdot b) ;$$

$$CY_r = Y_r \cdot 2 \cdot u_0 / (q \cdot S \cdot b) ;$$

$$Cl_b = L_v \cdot u_0 / (q \cdot S \cdot b) ;$$

$$Cl_p = L_p \cdot (2 \cdot u_0 / b) / (q \cdot S \cdot b) ;$$

$$Cl_r = L_r \cdot (2 \cdot u_0 / b) / (q \cdot S \cdot b) ;$$

$$Cn_b = N_v \cdot u_0 / (q \cdot S \cdot b) ;$$

$$Cn_p = N_p \cdot (2 \cdot u_0 / b) / (q \cdot S \cdot b) ;$$

$$Cn_r = N_r \cdot (2 \cdot u_0 / b) / (q \cdot S \cdot b) ;$$

Où :

- q est la pression dynamique,
- S est l'aire de l'aile
- b est l'envergure de l'aile
- mac est la corde aérodynamique moyenne

Le calcul des dérivées de stabilité est une étape intermédiaire dans le calcul de la réponse dynamique. Les valeurs des dérivées sont stockées dans l'objet point de fonctionnement, et peuvent être exportées au format texte pour d'autres usages, par exemple pour des simulateurs de vols.

4.5.8.2 Modes propres

Point de vue mathématique

Du point de vue mathématique, la matrice d'état peut être diagonalisée pour déterminer ses valeurs et vecteurs propres. Une valeur propre est en général complexe et de la forme:

$$\lambda = \sigma + i\omega$$

où

- σ est la constante d'amortissement, exprimée en s^{-1}
- ω est la pulsation naturelle exprimée en rad/s

Toute valeur propre avec une partie imaginaire ω non nulle est associée à une valeur propre conjuguée. Sans rentrer dans le détail des calculs, ceci implique que la réponse temporelle sur le mode est de la forme:

$$x(t) = R e^{\sigma t} \cos(\omega t - \phi)$$

où R et ϕ sont des valeurs constantes déterminées par les conditions initiales.

Le mode sera dynamiquement stable si la constante d'amortissement est négative, instable sinon.

Stabilité dynamique signifie, que soumis à une perturbation, l'avion revient à son mode de vol stabilisé à vitesse constante.

Autres définitions pour les modes oscillants:

$$\omega_1 = \sqrt{\lambda \bar{\lambda}} = \sqrt{\sigma^2 + \omega^2} \text{ est la pulsation non amortie, exprimée en rad/s}$$

Pour les modes amortis, c.a.d. tels que $\sigma < 0$:

Erreur ! Des objets ne peuvent pas être créés à partir des codes de champs de mise en forme.

est le facteur d'amortissement, sans unité

- $\zeta > 1$ signifie que le mode est sur-amorti
- $\zeta = 1$ signifie que le mode est juste amorti ("critically damped")
- $\zeta < 1$ signifie que le mode est sous-amorti

Si l'amortissement est faible, c.a.d. $\zeta^2 \ll 1$, alors $\omega_1 \approx \omega$.

La fréquence de vibration du mode exprimée en Hz est

$$F = \omega / 2\pi$$

La période du mode est

$$T = 1/F$$

Point de vue physique

Du point de vue physique, les valeurs et vecteurs propres représentent les modes préférentiels de réponse à une perturbation. Pour un problème standard bien pose, les modes seront:

Dans le cas longitudinal

- deux modes symétriques de phugoïde
- deux modes symétriques d'incidence ("short-period mode")

Dans le cas latéral

- un mode de roulis amorti
- un mode de spirale
- deux modes symétriques de roulis hollandais

Diagramme du lieu des modes propres

La position des valeurs propres peut être représentée simplement dans le plan complexe, ce qui est une méthode commode pour évaluer visuellement la stabilité et la fréquence des modes:

- Les racines (=les valeurs propres) positionnées sur la partie gauche correspondant aux valeurs négatives de σ correspondent aux modes stables, celles positionnées à droite correspondent aux modes instables.

La stabilité va croissante avec le positionnement à gauche du diagramme

- Les racines avec des parties imaginaires non nulles correspondent à des modes oscillants; celles placées sur l'axe des x correspondent à des modes non oscillants. La fréquence du mode va croissante avec l'éloignement de l'axe des x.

Forme du mode

Les valeurs propres donnent la fréquence et l'amortissement du mode, tandis que le vecteur propre décrit sa forme, c'est à dire le mouvement de perturbation.

Il n'est pas intuitif de comprendre la forme du mode à partir des composantes du vecteur propre. Il est plus simple de le visualiser sous forme d'animation dans la vue 3D.

Etant donné que la fréquence et l'amortissement varient considérablement suivant les modes, les paramètres d'échantillonnage et de durée de l'animation devront être ajustés pour chacun.

L'amplitude R du mode est arbitraire et n'a pas de signification physique. Elle peut être ajustée à n'importe quelle échelle pour améliorer la visualisation. En vol, un mode n'est jamais excité seul par une perturbation. Une perturbation aura tendance à générer une réponse qui combinera différents modes propres. Cette réponse simultanée sur plusieurs modes est apparente dans le diagramme de réponse temporelle à perturbation.

4.5.8.3 Réponse temporelle

La réponse temporelle est calculée à partir de l'équation différentielle de la dynamique du vol. Par exemple dans le cas longitudinal:

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{w} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = [A_{long}] \cdot \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \end{bmatrix} + [B_{long}] \cdot [F(t)]$$

où:

- $[A_{long}]$ est la matrice d'état longitudinale 4x4
- $[B_{long}]$ est le vecteur 4xn décrivant l'influence des n commandes de vol
- $[F(t)]$ est une matrice nx1 donnant l'histoire temporelle des commandes

De la même façon pour la dynamique latérale:

$$\begin{bmatrix} \dot{v} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\phi} \end{bmatrix} = [A_{lat}] \cdot \begin{bmatrix} v \\ p \\ r \\ \phi \end{bmatrix} + [B_{lat}] \cdot [F(t)]$$

L'histoire temporelle des variables d'état (u, w, q, θ) et (v, p, r, ϕ) peut donc être calculée (et visualisée dans XFLR5)

- ou bien en réponse à des conditions initiales spécifiques, ce qui peut être assimilé physiquement à une perturbation d'une variable de vol
- ou bien en réponse à un changement d'état d'une commande

Réponse à condition initiale

La donnée d'entrée requise est la perturbation initiale de l'état stable. Dans le cas longitudinal, ceci est défini par une combinaison quelconque des variables u, w, et q. Dans le cas latéral, il s'agira d'une combinaison des paramètres v, p, et r

Réponse à actuation de commande en boucle ouverte

Dans ce type de traitement, on regarde la réponse de l'avion à un changement de position de commande. Les changements en question sont typiquement un delta de gaz moteur, ou bien une action sur les ailerons, les volets, la profondeur ou la dérive. La réponse à un accroissement de poussée moteur n'est pas modélisable sous XFLR5.

En entrée il convient de renseigner une histoire temporelle en digitalisant une succession de points dans le tableau prévu à cet effet. Le programme interpolera les positions de commande à chaque instant entre les points fournis.

4.5.9 Comparison to experimental results

Les fréquences des modes "lents" de phugoïde et de roulis hollandais ont été calculés et mesurés pour un planeur type F3J. Les détails de la manip sont donnés en ref [12].

Données planeur

Nom : PAMEPUMA, conception et réalisation Marc Pujol
Envergure : 3.150 m
Aire d'aile : 0.605 m²
Corde aéro moyenne : 202 mm
Mases : 2.1 kg

Résultats

| | Mesures | AVL | XFLR5 |
|----------------------------------|---------|------|-------|
| Vitesse de vol (m/s) | 13 | 13.1 | 13.9 |
| Période de la phugoïde (s) | 11 | 10 | 10.9 |
| Période du roulis hollandais (s) | 1.1 | 1.34 | 1.25 |

Table 1 – Comparaison des fréquences mesurées et calculées

Les résultats sont proches et cohérents. Les écarts sont largement inférieurs aussi bien aux erreurs de mesures qu'aux erreurs de l'analyse.

4.5.10 Exemple de session – Analyse de stabilité

Réaliser les étapes 1 à 8 de la même façon que pour une analyse de performance décrite en §4.4.10

9. Optionnel, mais recommandé : Définir les propriétés d'inertie pour l'objet actif
 - i. Menu Avion (ou Aile) actif/Définir l'inertie
 - ii. Renseigner les propriétés d'inertie
 - iii. Vérifier que le centre de gravité est là où il est censé être; il peut être nécessaire de "tricher" quelque peu sur la position des masses ponctuelles pour atteindre la position souhaitée
 - iv. Fermer la boîte de dialogue
10. Optionnel :
 - i. définir une polaire de type 1 ou 2
 - ii. activer l'option "Utiliser l'inertie de l'avion" si celle-ci a été définie précédemment
 - iii. lancer une analyse séquentielle sur une plage d'angle d'attaque allant par exemple de -5° à $+10^\circ$
 - iv. tracer le diagramme $IC_m = f(\alpha)$, vérifier que sa pente est négative, et qu'il existe un angle d'attaque tel que $IC_m = 0$, c'est à dire que la courbe coupe l'axe des x
11. Cliquer sur "Définir une analyse de stabilité" dans le menu "Polaires", ou taper (*Shift+F6*)
12. Choisir entre utiliser les propriétés d'inertie définies précédemment pour l'objet, et le renseignement manuel de la masse, du CG, et des valeurs d'inertie
13. Optionnel : rendre une commande active, et définir sa plage de variation
14. Fermer la boîte de dialogue(*↵* et *↵*). Le nom de la polaire apparaît dans la liste déroulante.
15. Définir la position du paramètre de commande. Si aucune commande n'a été activée précédemment, ce paramètre est sans influence
16. Activer la case "Enregistrer le point de fonctionnement" (OpPoint)
17. Cliquer "Analyser"
18. Si l'analyse a réussi, un point de fonctionnement est automatiquement ajouté dans la liste déroulante de droite. L'angle d'attaque affiché doit coïncider avec celui identifié à l'étape 10
19. Dans le cas contraire, afficher le fichier journal pour analyser l'erreur
20. Dans la venue polaire (*F8*), activer l'affichage des points (en bas à droite) pour la polaire de type 7. Dans le diagramme $IC_m=f(\alpha)$, le point calculé doit se trouver à l'intersection de la courbe calculée à l'étape 10 et de l'axe des x
21. Basculer en vue 3D, choisir le mode, et l'animer
22. Basculer en vue "Lieu des modes propres" (*Shift+F8*) pour explorer la stabilité et la fréquence des modes ainsi calculés
23. Poursuivre en explorant les variations de stabilité en fonction des positions de commande

4.5.11 Non convergences

La première action en cas d'absence de résultats consistera à exploiter le fichier journal.

| | Cause | Correction |
|--|---|---|
| Aucun point de fonctionnement n'est généré | Aucun point d'équilibre n'a été trouvé lors de la recherche automatique | Vérifier que la courbe $IC_m=f(\alpha)$ a une pente négative; avancer le CG dans le cas contraire |
| | Un point d'équilibre a été trouvé, mais la portance à l'équilibre est négative | Pour l'angle d'attaque tel que $IC_m = 0$, vérifier que le coefficient CL est positif. Sinon, augmenter le calage de l'aile. |
| | Un point d'équilibre a été trouvé, mais les valeurs propres n'ont pu être extraites | Les propriétés d'inertie ne sont pas réalistes du point de vue physique. Vérifier toutes les masses et leurs positions; les visualiser dans la vue 3D par sécurité Vérifier les calages de l'angle et du stabilisateur |
| | Un point d'équilibre a été trouvé, les valeurs propres ont pu être extraites, mais ne correspondent pas aux modes classiques attendus | Vérifier les données de géométrie et d'inertie du modèle. Comparer les ordres de grandeur à ceux du cas exemple dans le "Sample Project". |

5 Spécificités du code

5.1 XFoil, AVL et XFLR5

XFLR5 a été développé en se basant sur XFoil V6.94. Les éditions ultérieures de XFoil n'ont pas été incluses dans XFLR5.

Comme les algorithmes ont été ré-écrits et intégrés dans XFLR5, il n'est pas nécessaire que XFoil soit présent sur l'ordinateur pour que XFLR5 fonctionne. Aucun lien particulier n'a besoin d'être déclaré.

XFLR5 n'utilise aucune partie du code source d'AVL. Les algorithmes VLM ont été développés et implémentés indépendamment.

Pour les fichiers AVL créés par XFLR5, les noms de profils devront être vérifiés, et il sera nécessaire de vérifier aussi que les fichiers de profils sont présents dans le répertoire avec les autres fichiers AVL.

5.2 Fichiers et Registre Windows

Le lancement de XFLR5 crée en général deux fichiers dans le répertoire des fichiers temporaires de l'utilisateur :

- « XFLR5.ini » qui conserve les paramètres de l'utilisateur ; supprimez ce fichier pour remettre en place les paramètres par défaut
- « XFLR5.log » qui enregistre les sorties des analyses de profils et d'ailes.

L'emplacement de ce répertoire est défini par les variables d'environnement de l'utilisateur.

Sous Windows, XFLR5 lui-même n'écrit rien dans le registre, mais le programme d'installation va créer les raccourcis pour les fichiers « .plr » et « .wpa ». Les utilisateurs peuvent choisir d'associer les fichiers « .dat » de profils à XFLR5, mais comme cette extension est utilisée par Windows pour de nombreuses choses différentes, il a semblé préférable de laisser ce choix à l'utilisateur.

Les raccourcis du registre seront supprimés lors du processus de désinstallation.

5.3 Raccourcis

Afin d'améliorer la convivialité de l'interface, des raccourcis ont été fournis pour la plupart des commandes principales et sont mentionnés dans les menus.

Presser un premier retour chariot (↵) dans une boîte de dialogue va sélectionner « Valider » ou le bouton par défaut, entrer un second retour chariot va activer ce bouton.

Presser un premier retour chariot dans la fenêtre principale va sélectionner le bouton « Analyser », presser un second retour chariot va activer ce bouton.

5.4 Entrée à la souris

Tous les diagrammes, profils et ailes peuvent être glissés et zoomés avec la souris. L'utilisation de Ctrl+bouton gauche dans la vue 3D permet la rotation du modèle.

Ces options peuvent cependant ne pas fonctionner correctement (ou pas du tout) si les boutons ne sont pas définis à leur « Défaut » dans l'interface souris de Windows.

Presser les touches « X » ou « Y » lors du zoom d'un diagramme ne l'étendra que sur l'axe correspondant.

Pour les ordinateurs qui n'ont pas de molette de souris ni de bouton central, le zoom peut être obtenu

dans toutes les vues avec la touche « Z » et le déplacement de la souris.

5.5 Mémoire

Une des caractéristiques des analyses d'aile est d'utiliser une quantité significative de mémoire.

Les points de fonctionnement particulièrement, enregistrent une grande quantité de données et produisent des fichiers de projet volumineux ce qui ralentit les opérations d'enregistrement et de chargement. Il n'est cependant pas nécessaire de les conserver car des données importantes sont aussi enregistrées dans les objets polaires qui ne demandent pas de ressources mémoire aussi importantes.

5.6 Options d'exportation

Copies d'écran

- Une option a été ajoutée en v4.12 pour exporter les images de l'écran client sous forme de fichiers images.

Données de diagrammes

- Une option a été ajoutée en v4.13 pour exporter les données des diagrammes dans des fichiers texte.

Exportation de données

- Tous les résultats, les points de fonctionnements et les polaires peuvent être exportés dans des fichiers textes afin d'être traité dans des feuilles de calculs.
- Depuis la version v4.12, une option est disponible pour exporter les données en « valeurs séparées par des virgules » « .csv ». Ce format texte est destiné à être lu sans conversion dans une feuille de calcul. Cependant, il peut arriver que les paramètres régionaux de votre système d'exploitation demandent à être ajustés pour définir la virgule (« , ») comme séparateur de liste par défaut.

Bogues

Une fois encore, XFLR5 n'est en aucune façon un programme professionnel, et malgré tous les efforts de l'auteur et l'aide de ceux qui l'ont testé et qui ont donné des retours appréciables, il n'est très probablement pas sans défaut.

Corrections des bogues principaux :

1. Une erreur dans l'évaluation automatique des inerties d'avion a été corrigée en v6.03
2. En méthode de panneaux 3D implémentée à partir de XFLR5 v4, la formulation en conditions aux limites de Neumann était incorrecte, conduisant à des résultats incohérents. Pour cette raison, la méthode par défaut utilisait les conditions aux limites de Dirichlet. Ce bogue a été corrigé en v6.02
3. Le plus sérieux bogue rencontré jusqu'ici a été signalé peu après la diffusion de la version v3.00 le 7 septembre 2006. Il avait comme conséquence principale de compter deux fois la portance du stabilisateur dans les calculs d'un appareil avec la méthode des quadrangles VLM. Ce bogue a été corrigé dans la version v3.01 diffusée le 24 septembre 2006.
4. Jusqu'à la version v3.14, la contribution du stabilisateur et de la dérive aux moments de tangage et de lacet étaient calculés par rapport au point X=0 plutôt que X=XCmRef. Ceci a été corrigé dans la version v3.15 diffusée le 21 janvier 2007.

L'auteur sera très reconnaissant pour tous les rapports de résultats incohérents et autres bogues, et il fera de son mieux pour investiguer et les corriger rapidement. Pour faciliter les corrections de bogues, les signalements devraient idéalement comporter :

- L'identification du système d'exploitation (par exemple Windows XP Pro, Vista, ...)
- Le fichier de projet (« xxx.wpa »)
- La séquence de commande conduisant au bogue

5.7 Développement Open Source

Le 31 mars 2007, XFLR5 est devenu un projet de développement à sources ouvertes hébergé par SourceForge.net.

SourceForge fournit un jeu d'outils et de méthodes globaux pour le développement de projets et on trouve une documentation en ligne. Les contributeurs potentiels qui désireraient aider à organiser le projet, à corriger les bogues ou à ajouter de nouvelles fonctionnalités et améliorations sont les bienvenus.

6 Remerciements

Tous mes remerciements à Matthieu pour ses conseils scientifique et son aide, à Jean-Marc pour sa patience et ses tests globaux des versions préliminaires, à Marc pour son habileté naturelle à déboguer les programmes et les avions, et à tous les autres qui ont contribué par leur apport à améliorer XFLR5, spécialement Giorgio et Jean-Luc.

Merci aussi à Francesco qui a écrit dans RCSD 2008-04 un tutoriel de qualité pour XFLR5 et qui a aussi contribué au développement de la version pour MacOS.

Merci à Martin Willner pour la réalisation de la traduction allemande du code.

Enfin merci à Jean-Luc Coulon qui a réalisé la traduction française du code, ainsi que la présente version française des guidelines et pour son aide dans la compilation de la version Debian/Ubuntu.

7 Références

- [1] James C. Sivells and Robert H. Neely, "Method for calculating wing characteristics by lifting line theory using nonlinear section lift data", April 1947, NACA Technical Note 1269.
- [2] Robert H. Neely, Thomas V. Bollech, Gertrude C. Westrick, Robert R. Graham, "Experimental and calculated characteristics of several NACA-44 series wings with aspect ratios of 8, 10 and 12 and taper ratios of 2.5 and 3.5", NACA Technical Note 1270.
- [3] Katz & Plotkin, "Low Speed Aerodynamics, From wing theory to panel methods", Cambridge University Press, 2nd Ed. 2001.
- [4] Brian Maskew, "Program VSAERO Theory Document", September 1987, NASA Contractor Report 4023.
- [5] Sophia Werner, "Application of the Vortex Lattice Method to Yacht Sails" Master Thesis, July 2001
- [6] André Deperrois, "About stability analysis using XFLR5", Presentation document, June 2008
http://xflr5.sourceforge.net/docs/XFLR5_and_Stability_analysis.pdf
- [7] André Deperrois, "Quelques notions d'aérodynamique de base et leur calcul dans XFLR5", Presentation document, June 2008
http://xflr5.sourceforge.net/docs/Survol_Bases_Aero_et_XFLR5.pdf
- [8] André Deperrois, "Results vs. prediction", Presentation document, July 2008
http://xflr5.sourceforge.net/docs/Results_vs_Prediction.pdf
- [9] Athena Vortex Lattice (AVL) Mark Drela & Harold Youngren,
<http://web.mit.edu/drela/Public/web/avl>
- [10] B. Etkin and L.D. Reid, Dynamics of Flight: Stability and Control. John Wiley and Sons, New York, NY, Third Edition, 1996.
- [11] "Stability and Control analysis in XFLR5 v6", A. Deperrois, Presentation document, September 2010.
http://xflr5.sourceforge.net/docs/XFLR5_and_Stability_analysis.pdf
- [12] "Flight modes calibration", A. Deperrois, Presentation document, February 2011.
http://xflr5.sourceforge.net/docs/XFLR5_Mode_measurements.pdf