

# Conception et optimisation d'un profil d'aile de planeur

Charlie Naudy et Guillermo Prieto

*ISAE-Supaéro, Toulouse*

Mai 2016

La recherche d'un profil remplissant des contraintes prédéfinies s'effectue sur la version graphique XFLR5 de XFoil, d'abord ex-nihilo, puis à partir d'une liste non-exhaustive de profils existants libres de droit. Une approche mathématique d'optimisation est ensuite menée, au moyen d'algorithmes de complexité croissante. L'analyse des résultats se fait avec une approche de type "fluide visqueux".

## Table des matières

<b>I</b>	<b>Introduction</b>	<b>2</b>
I.A	Contexte et objectifs . . . . .	2
I.B	Définition mathématique d'un profil d'aile . . . . .	2
I.C	Approche globale . . . . .	2
<b>II</b>	<b>Conception et analyse de profils par méthode directe</b>	<b>3</b>
II.A	Tracé de profils sur XFLR5 . . . . .	3
II.B	Comparaison de quelques profils . . . . .	4
II.C	Analyse d'un lot de profils . . . . .	5
<b>III</b>	<b>Optimisation par une approche numérique</b>	<b>6</b>
III.A	Approche . . . . .	6
III.B	Cas de non convergence de XFoil . . . . .	6
III.C	Résultats . . . . .	7
<b>IV</b>	<b>Conclusion</b>	<b>9</b>

## Nomenclature

$Cl$	Coefficient de portance
$Cd$	Coefficient de traînée
$Cp$	Coefficient de pression
$\chi$	Critère de performance
Re	Nombre de Reynolds

# I. Introduction

## I.A. Contexte et objectifs

Le vol à voile a une place particulière dans l'histoire de l'aéronautique. En effet, les premiers vols d'êtres humains sur des aéronefs plus lourds que l'air se firent sur des planeurs. Les frères Wright notamment passèrent un temps considérable à perfectionner leur futur avion sur des engins sans moteurs. L'Allemagne acquit ensuite durant l'entre-deux guerres pour des raisons historiques un leadership technologique qu'elle détient toujours.

Les planeurs d'aujourd'hui n'ont plus grand chose à voir avec cette époque : d'une finesse de 20, on est passé aujourd'hui à des modèles s'approchant d'une finesse de 100. Si la quête d'une finesse toujours plus grande est facilement compréhensible vis-à-vis du vol à voile, elle intéresse aussi l'aviation civile, pour des raisons économiques et écologiques. De nombreuses avancées faites sur les planeurs se retrouvent sur les avions modernes. Le planeur est bien un moteur d'innovation pour l'aéronautique.<sup>1</sup>

Parmi les éléments influant les performances des planeurs, la conception du profil d'aile joue un rôle primordial. Ce sera l'objet de ce travail de recherche. Le critère de performance retenu est défini comme étant :

$$\chi = \left(\frac{Cl}{Cd}\right)_{max} \times \left(\frac{Cl_{max}}{Cd_{Cl=0.2}}\right) \quad (1)$$

Le point de fonctionnement sur lequel cette étude a porté est le suivant :

- $Re = 10^6$
- Turbulence libre à  $N=12$

## I.B. Définition mathématique d'un profil d'aile

Un profil d'aile est naturellement discrétisé par ses coordonnées spatiales à incidence nulle. Afin d'avoir une discrétisation assez précise, il faut au minimum environ 50 points, il n'est donc pas envisageable d'utiliser cette représentation dans un contexte d'optimisation, d'autant plus que la modification d'un seul de ces points n'assure pas la continuité au deuxième degré du profil.

Il existe de multiples représentations alternatives de profils, comme par exemple l'américain NACA, mais celui-ci est très réduit quand au nombre de profils réalisables. L'une des méthodes de paramétrisation la plus répandue en aéronautique est la *Class/Shape Transformation*(CST) comme présentée par M. Kulfan.<sup>2</sup> C'est la méthode de paramétrisation que nous avons retenue pour sa simplicité (faible nombre de paramètres nécessaires) et sa capacité à représenter un grand nombre de profils différents.

## I.C. Approche globale

Il existe deux méthodes pour aborder la conception d'un profil : directe et indirecte. La méthode directe implique une géométrie spécifique. Les coefficients de pression et les forces aérodynamiques sont calculées à partir de cette géométrie. A l'inverse, la méthode indirecte part d'une distribution de pression donnée ou d'une performance voulue et en déduit une géométrie de profil qui soit adéquate avec cette distribution. Ces méthodes sont efficaces mais présentent également quelques désavantages. Par exemple, la méthode indirecte peut aboutir à un profil non physiquement réalisable.

Dans ce projet, nous avons implémenté la méthode directe pour analyser des profils donnés. Leurs performances ont été calculées dans le but d'approcher le meilleur index de performance. Ceci sera développé ultérieurement dans ce rapport. Le logiciel Xfoil (à travers son interface graphique Xflr 5) a été utilisé en mode visqueux. Ce logiciel réalise d'abord un calcul des forces aérodynamiques en écoulement parfait autour du profil en utilisant la théorie du potentiel et des singularités. La distribution de pression en est alors déduite. Un calcul de couche limite est ensuite réalisé à partir des résultats du calcul en fluide parfait. Ce calcul mène à la construction d'un corps fictif épaissi et d'un profil prolongé par sillage. Xfoil réalise ensuite l'itération du couplage des calculs en fluide parfait et de cette nouvelle géométrie modifiée. C'est la méthode du "couplage fort".

En troisième partie nous présenterons une méthode d'optimisation numérique reposant sur un algorithme génétique puis un algorithme génétique hybride ainsi que les résultats obtenus.

## II. Conception et analyse de profils par méthode directe

### II.A. Tracé de profils sur XFLR5

Dans un premier temps, nous cherchons "naïvement" à concevoir un profil de planeur, en partant d'un profil biconvexe symétrique qui nous est familier : le NACA0012.

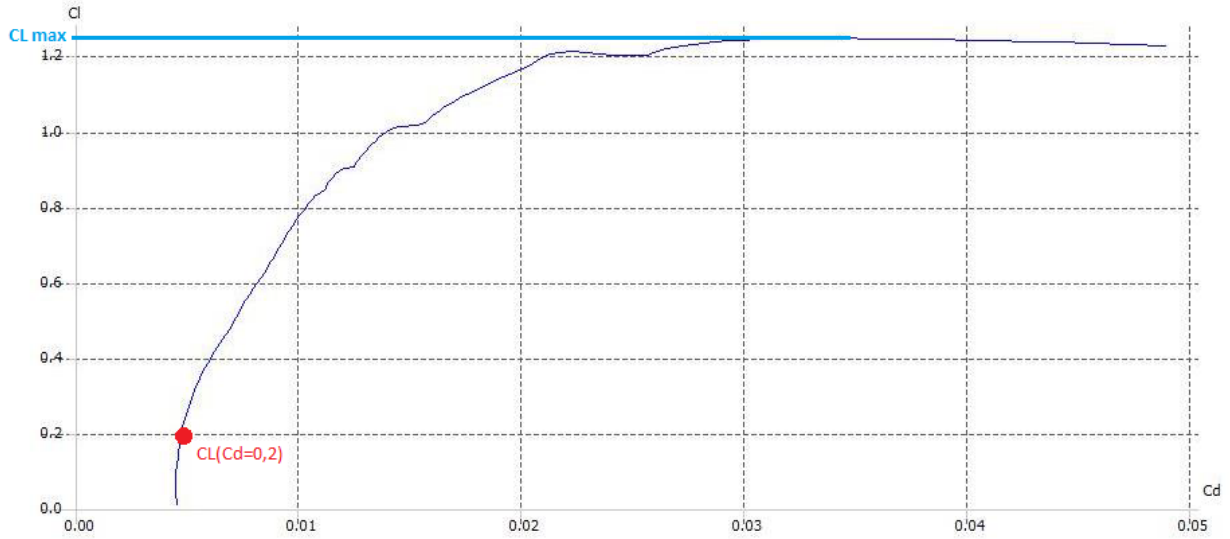


FIGURE 1. Polaire  $Cl=f(Cd)$  du NACA0012

L'analyse par XFOil donne, comme on pouvait s'y attendre, des résultats très médiocres :

$$Cl_{max} = 1.245 \quad \text{et} \quad Cd_{Cl=0.2} = 0.00475 \quad (\chi = 20444) \quad (2)$$

On cherche ensuite à l'améliorer, en jouant sur l'épaisseur du profil, la position de l'épaisseur maximale et la cambrure du profil.

On sait que l'épaisseur relative n'a pas d'influence sur la portance de l'aile. En revanche, elle est directement liée à la traînée. Le premier réflexe est donc de diminuer l'épaisseur de notre profil. Ce faisant, deux problèmes se présentent :

- un profil trop fin, bien que plus performant, sera source de nombreuses difficultés : faible résistance mécanique de l'aile, décrochage abrupt...
- Les profils trop minces sont mal pris en compte par les algorithmes de calcul de XFOil, qui ne converge plus en-dessous d'une certaine épaisseur critique.

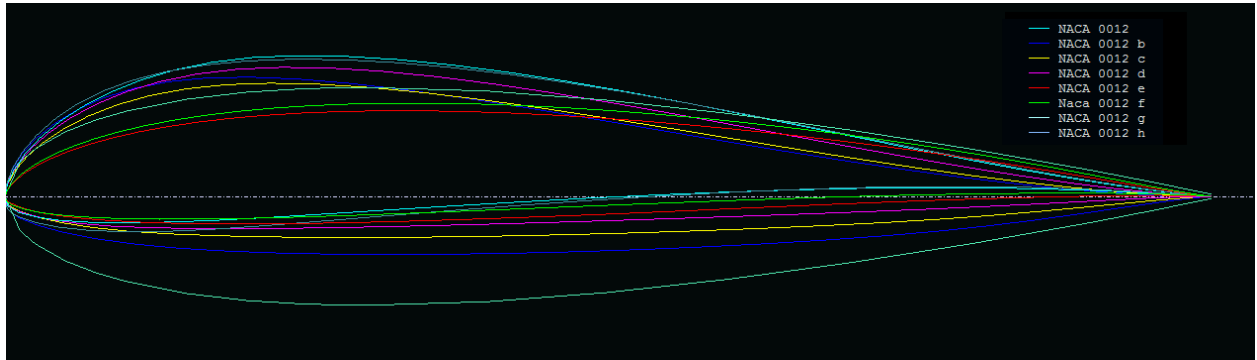


FIGURE 2. améliorations successives du NACA0012

Pour ces raisons on ne diminuera l'épaisseur relative que modérément. De même, l'emplacement de l'épaisseur maximale ayant un impact sur le décollement de la couche limite, on ne le déplace que légèrement.

Ces manipulations étant insuffisantes, on tente ensuite de les améliorer en introduisant une cambrure du profil. Cette cambrure permet d'augmenter la portance du profil, mais elle accroît aussi sa traînée. Par tâtonnements, on crée ainsi petit-à-petit un profil ayant de meilleures performances.

On parvient finalement à tracer un profil dont les performances sont les suivantes :

$$Cl_{max} = 1.425 \quad \text{et} \quad Cd_{Cl=0,2} = 0.00472 \quad (\chi = 33251) \quad (3)$$

Malgré les nombreuses tentatives, les performances de ces profils tracés à la main sont encore éloignées de l'objectif.

## II.B. Comparaison de quelques profils

Pour affiner la recherche, on se tourne désormais vers des profils existants. On trouve dans la littérature de très nombreux profils d'aile. Tous ne sont toutefois pas adaptés aux exigences du planeur. On sélectionne donc, en plus du NACA0012, deux profils qui sont ou ont été utilisés pour des planeurs : le NACA1410 et le SB98VS5.

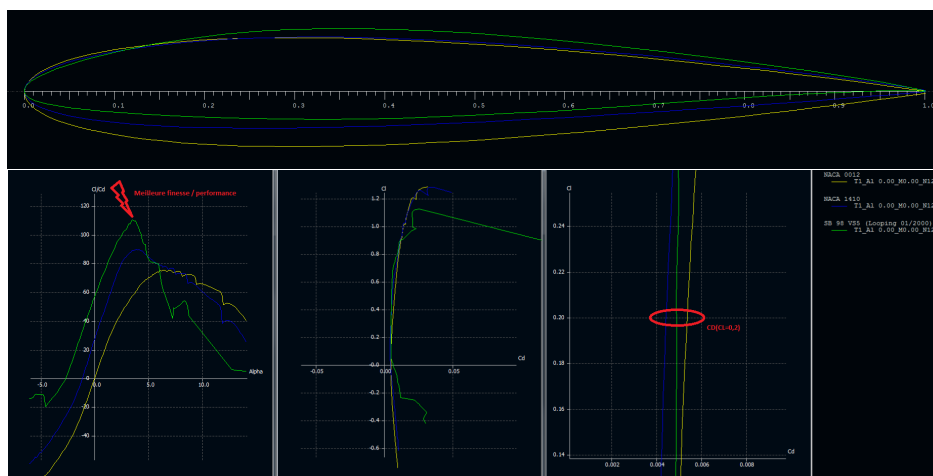


FIGURE 3. Trois profils biconvexes aux performances différentes

Les résultats obtenus pour ces profils sont les suivants :

profil	$\chi$	$CD(CL=0,2)$	$CL_{max}$
NACA0012	16886	0.0054	1.1953
NACA1410	21452	0.0044	1.0801
SB98VS5	25202	0.0049	1.1216

Le SB98VS5 apparaît donc parmi les trois comme étant le meilleur choix vis-à-vis de notre critère de performance. Cependant, aucun ne valide les performances minimales imposées, il faut donc élargir le champ de recherche.

## II.C. Analyse d'un lot de profils

Pour ce faire, nous allons récupérer et exploiter une base de données de 538 profils. Nous ne souhaitons garder que les profils respectant les critères de performance. Nous avons écrit pour cela un code matlab qui calcule, en se servant de XFOIL, les valeurs des trois critères étudiés ( $\chi$ ,  $Cd_{CL=0,2}$  et  $Cl_{max}$ ) et ce pour chaque profil. L'ensemble de ces résultats est consigné dans une structure, dont on peut ensuite extraire les profils les plus performants.

Dans la pratique cette opération s'est vue entravée par la convergence aléatoire de XFOIL, ainsi que sa lenteur de calcul. C'est pourquoi nous avons effectué un premier tri des profils en limitant le nombre d'itérations à 100 et le balayage des angles d'incidence de 0 à 5 degrés, afin d'accélérer les calculs et de diminuer le nombre d'erreurs de convergence de XFOIL. Cette astuce nous a cependant probablement fait passer à côté de certains profils intéressants. Cette approche non exhaustive nous a permis au final de relever un unique profil satisfaisant les critères de performance : le SM8016m ( $\chi = 27840$ ).

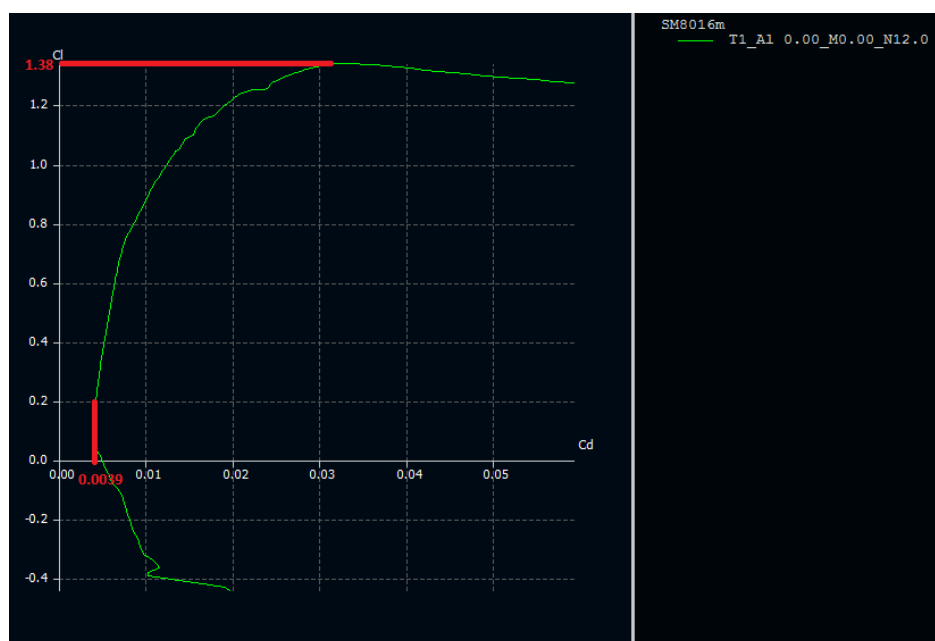


FIGURE 4. Performances du profil SM8016m

### III. Optimisation par une approche numérique

Si on veut trouver un "vrai" optimum il est indispensable de passer par l'utilisation de méthodes d'optimisation numérique, les manipulations manuelles étant très limitées en terme de possibilités.

#### III.A. Approche

Les algorithmes d'optimisation sous contraintes standards itératifs qui évaluent gradients et/ou hessiennes ne sont pas adaptés au problème d'optimisation de profils d'aile car l'espace de recherche est hautement non-convexe. En effet il existe une multitude de minimums locaux, tous très à même de piéger l'optimisateur.

Il est donc nécessaire d'avoir recours à des algorithmes stochastiques qui vont être capables de rechercher l'espace au-delà des premiers minimums locaux rencontrés pour atteindre le minimum global. L'un de ces algorithmes d'optimisation stochastique très répandu pour ce type de problèmes est l'algorithme génétique (GA), comme utilisé par B.Allen Gardner.<sup>4</sup> Celui-ci modélise le processus de sélection naturelle à travers différentes générations d'individus dont chacune de leurs caractéristiques est un gène. La figure III.A illustre le fonctionnement simplifié du GA.

Dans un second temps nous avons utilisé un algorithme plus complexe, dit algorithme génétique hybride (HGA) qui combine une optimisation génétique avec une optimisation itérative par *sequential quadratic programming* (SQP) du meilleur individu trouvé, qui sert de point initial. Cette double méthode combine l'avantage du GA d'échapper aux minimums locaux avec l'avantage du SQP de faire une recherche intensive locale autour du point initial.

#### III.B. Cas de non convergence de XFOIL

L'utilisation de XFOIL dans ce contexte soulève une problématique toute particulière à laquelle nous devons faire face : la gestion des cas de non convergence du logiciel du MIT. En effet, dans un grand nombre de situations XFOIL ne vas pas converger vers une solution pour la distribution de pression pour un couple profil/paramètres donné, et ce pour diverses raisons. Deux stratégies complémentaires permettent de mitiger ce problème.

La première stratégie consiste à diminuer autant que possible le nombre de situations de non convergence à travers différentes manipulations :

1. Sélection de paramètres de calculs optimums : le nombre maximum d'itérations (200), ainsi que l'utilisation de calculs séquentiels sur alpha (car XFOIL utilise les calculs précédents comme point de départ pour les calculs suivants).
2. Forme des profils générés. XFOIL ne converge pas pour des profils exotiques ou peu conventionnels. Il convient donc, pour diminuer les cas de non convergence, de limiter le *design space* (espace de recherche) à des profils dits conventionnels par l'utilisation de contraintes dans l'optimisation. Le réglage de celles-ci se fait empiriquement et demande beaucoup d'exécutions de l'algorithme pour évaluer sa performance, ce qui peut prendre plusieurs heures (par exécution).

La deuxième méthode consiste à écarter les profils qui n'atteignent pas la convergence sur XFOIL en les considérant "mauvais", c'est-à-dire en leur assignant un mauvais score pour la fonction objectif.

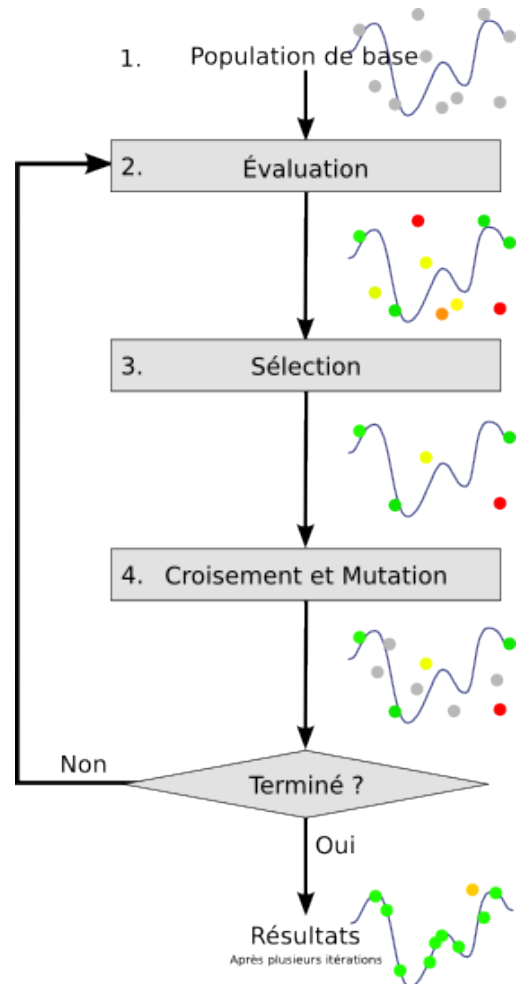


FIGURE 5. Fonctionnement simplifié de l'algorithme génétique

### III.C. Résultats

Le critère de performance défini dans l'équation 1 a été utilisé comme fonction objectif. Les deux critères d'acceptation, à savoir  $Cl_{max} > 1.3$  et  $Cd_{Cl=0.2} < 0.004$ , n'ont pas été inclus comme des contraintes supplémentaires au problème d'optimisation car ils sont d'emblée présents dans la fonction objectif. L'utilisation d'une pénalité supplémentaire en cas de non conformité à ces critères s'est révélée non-productive, le critère  $Cd_{Cl=0.2}$  étant le coeur du problème d'optimisation.

Le vecteur de design choisi est composé de 11 variables :

$$\mathbf{x} = \begin{bmatrix} CST_{extrados}(5 \times 1) \\ CST_{intrados}(5 \times 1) \\ \text{épaisseur relative}(1 \times 1) \end{bmatrix} \quad (4)$$

où les coefficients CST sont normalisés et le profil est obtenu en les multipliant par l'épaisseur relative.

La plus grande partie de l'effort pour aboutir à des résultats satisfaisants réside dans la sélection des contraintes d'optimisation. Celles que nous avons retenues comme apportant les meilleurs résultats pour ce problème concret sont :

1.  $0 < CST_{extrados}(i) < 1$
2.  $-1 < CST_{intrados}(i) < 1$
3.  $CST_{extrados}(i) > CST_{intrados}(i)$  pour éviter que l'extrados et l'intrados ne s'entrecroisent
4. épaisseur relative forcée entre 0.2 et 0.5, ceci est nécessaire afin de forcer la recherche de profils minces, qui sont les meilleurs types de profils pour satisfaire notre critère de performance qui est grandement influencé par la traînée.
5.  $CST_{extrados}(1) > 0.8$  et  $CST_{intrados}(1) < -0.5$ , afin de ne rechercher que des profils dont le bord d'attaque est arrondi.

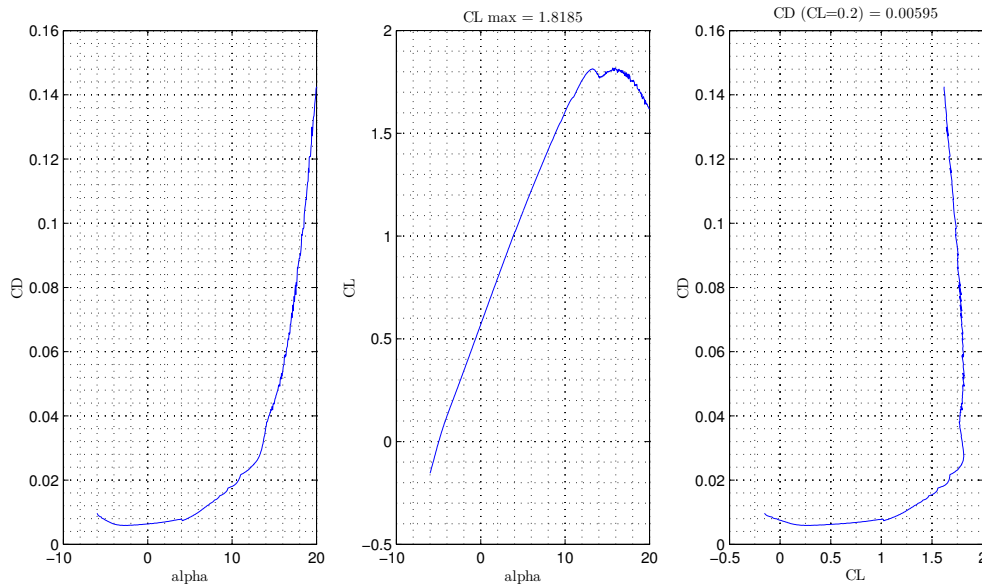


FIGURE 6. Polaires du profil SUPAERO1 obtenu par GA (Genetic Algorithm)

Le profil SUPAERO1 a été obtenu par un algorithme génétique (GA), d'une population de 15 individus par génération, après 150 générations. Les paramètres intrinsèques au GA utilisés sont ceux proposés comme paramètres standards sous contraintes par Mathworks.<sup>5</sup> Les polaires du SUPAERO1 sont présentées dans la figure 6.

Le profil SUPAERO2 est la version optimisée par SQP du SUPAERO1 sous les mêmes contraintes, il est légèrement plus performant selon les critères choisis.

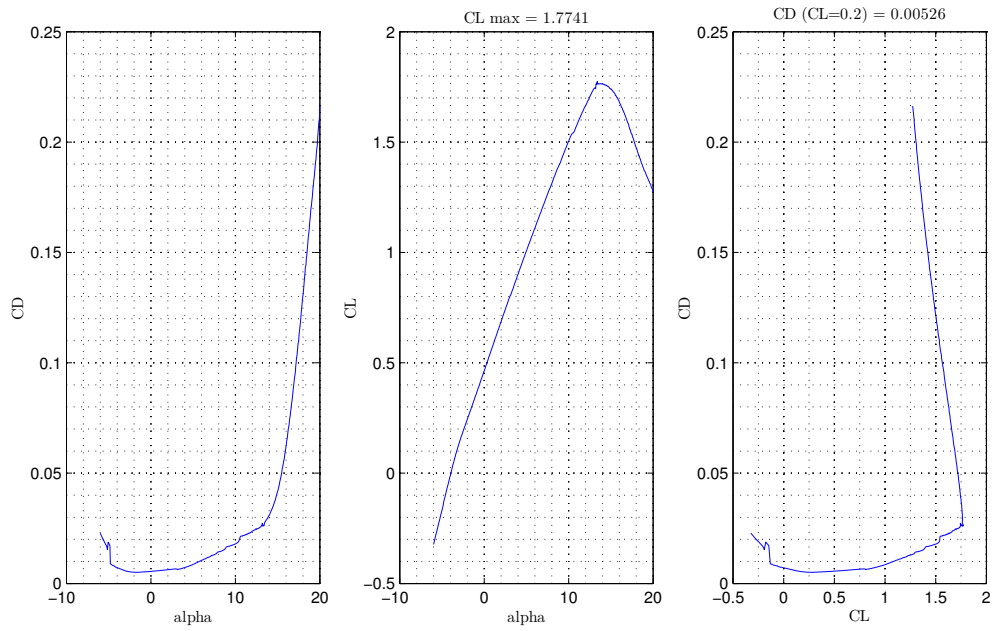


FIGURE 7. Polaires du profil SUPAERO2 obtenu par HGA (Hybrid Genetic Algorithm)

Le tableau 1 présente les performances des deux profils obtenus vis à vis des critères choisis et la figure 9 met en perspective les formes des deux profils.

Profil	Méthode d'optimisation	$\chi$	$Cl_{max}$	$Cd_{Cl=0.2}$
SUPAERO1	Algorithme génétique (GA)	42 426	1.8185	0.00595
SUPAERO2	Algorithme génétique hybride (HGA)	43 057	1.7741	0.00526

TABLE 1. Résultats de l'optimisation numérique

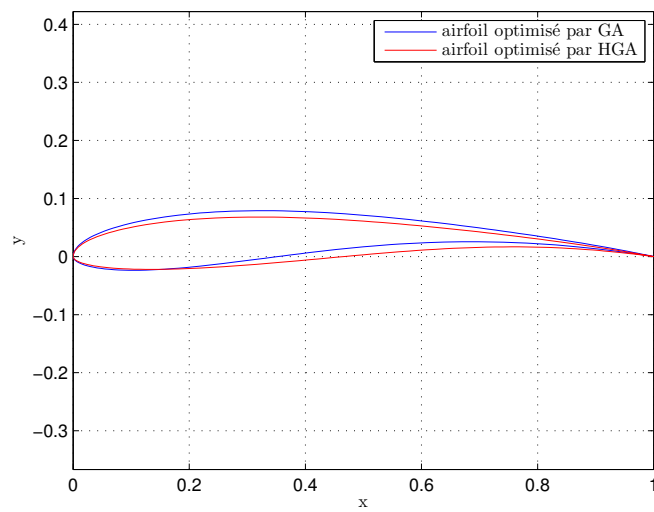


FIGURE 8. Profils SUPAERO1 (GA) et SUPAERO2 (HGA) obtenus par optimisation numérique



## IV. Conclusion

Au terme de ce travail de recherche, nous avons donc trouvé un profil, le SM8016m, qui satisfait aux critères de performances posés au départ (pour rappel :  $Cl_{max} > 1,3$  et  $Cd_{CL=0,2} < 0,004$ ). Nous avons également pu, à l'aide d'un algorithme génétique, concevoir un profil (dénommé SUPAERO2) qui, bien que très performant, ne satisfait pas pleinement aux conditions stipulées au départ ( $Cd_{CL=0,2} = 0,00526$ ).

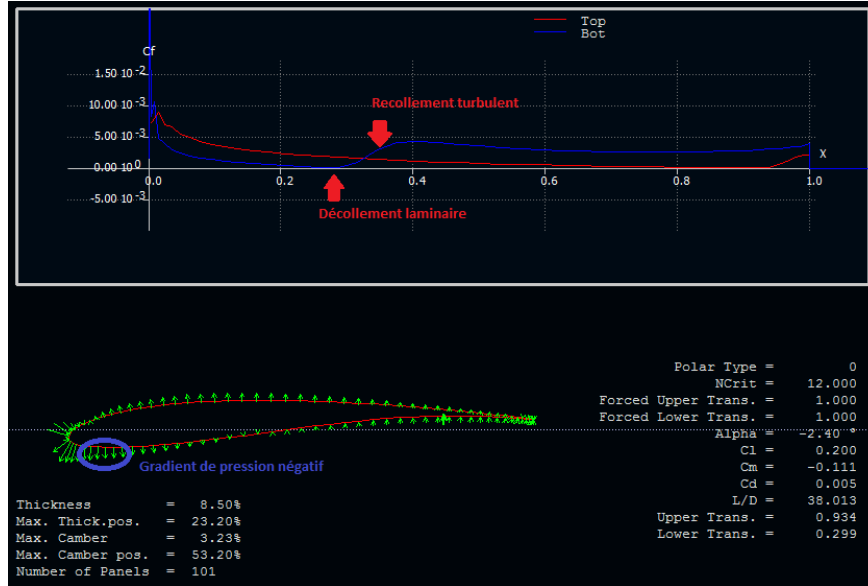


FIGURE 9. Evolution des coefficients de frottement pariétal et de pression du profil SUPAERO2

Ce dernier profil présente donc un coefficient de traînée trop important au point de fonctionnement concerné. L'analyse sur XFLR5 de ce profil permet de constater un décollement relativement précoce de la couche limite sur l'intrados, aux alentours de 30 pour cent de la corde, suivi par un recollement turbulent vers 40 pour cent de la corde. Or on sait qu'un écoulement turbulent se manifeste par des frottements plus importants à la paroi qu'un écoulement laminaire, ce qui engendre une augmentation de la traînée. Reculer cette transition turbulente permettrait donc de diminuer le coefficient de traînée et donc la performance de ce profil au point de fonctionnement considéré. Il semblerait que le gradient de pression sur l'intrados à cette incidence soit trop violent, comme le montre la figure 9, ce qui cause le détachement de la couche limite laminaire et la transition vers un écoulement turbulent. La recherche d'un profil moins cambré serait donc préconisable pour satisfaire pleinement aux critères de performances énoncés.

L'algorithme génétique hybride présenté peut être davantage amélioré en s'intéressant de plus près aux fonctions internes de celui-ci, en particulier la fonction de création de la population initiale, ainsi que celles de croisement et de mutation. Il est raisonnable de penser que la personnalisation de ces fonctions pour ce problème particulier peut mener à une amélioration considérable des résultats obtenus au détriment du temps passé à développer.

Finalement, notre approche d'optimisation présente des limites non-négligeables. En effet, nous avons optimisé le profil pour un seul point de fonctionnement. Il serait alors judicieux de s'intéresser à des méthodes d'optimisation multi-objectifs pour optimiser sur plusieurs points de fonctionnement.

## Références

- <sup>1</sup>Larry Conover, *Secrets of Winning Airfoils*, Etats-Unis, 1961.
- <sup>2</sup>Brenda M. Kulfan, *A Universal Parametric Geometry Representation Method – "CST"*, AIAA, Reno, Nevada, 2007.
- <sup>3</sup>UIUC Applied Aerodynamics Group, [http://m-selig.ae.illinois.edu/ads/coord\\_database.html](http://m-selig.ae.illinois.edu/ads/coord_database.html), University of Illinois, Michigan, consulté le 27/05/2016.
- <sup>4</sup>B. Allen Gardner and Michael S. Selig, *AIRFOIL DESIGN USING A GENETIC ALGORITHM AND AN INVERSE METHOD*, AIAA, Reno, Nevada, 2003.
- <sup>5</sup>MathWorks Documentation, <http://fr.mathworks.com/help/gads/ga.html>, Find minimum of function using genetic algorithm, consulté le 01/05/2016.