

SORBONNE UNIVERSITÉ

MU5MEF39 OPTIMISATION AÉRODYNAMIQUE - COMPMECH/MF2A -
2021/2022

Optimisation de forme aérodynamique pour des configurations de références

Étudiants :

Valentin DUVIVIER
Alexandre RICHARD

Superviseur :

Anca BELME

21 février 2022



Table des matières

I	Introduction	1
I.1	Cadre de l'étude	1
I.2	Le problème étudié	1
II	Partie 1 : Problème dirigé	2
II.1	Lagrangien \mathcal{L} du problème	2
II.2	Simulation directe - C_p	2
II.3	Simulation adjointe	3
II.4	Nombre de variables - design optimal	4
II.4.1	$N_{dv} = 5$	4
II.4.2	$N_{dv} = 15$	5
II.4.3	$N_{dv} = 35$	5
II.5	Paramètres d'optimisation	7
II.6	Amélioration calcul C_d	8
II.7	Largeur de la bosse Hicks-Henne	8
III	Partie 2 : Problème libre	9
III.1	Implémentation numérique	9
A	Paraview - profil initial	15
	Références	16

I. Introduction

I.1 Cadre de l'étude

L'objectif de ce projet est de se fixer par la pratique les notions théoriques et numériques vues en cours d'optimisation aérodynamique [1] sur un problème benchmark proposé par le groupe de travail AIAA Aerodynamic Design Optimisation Discussion Group (ADO-DG)[2].

Ce rapport se décompose en une partie dirigée où l'on introduit les bases mécaniques et numériques de notre étude, et une seconde partie où l'on étudiera le cas libre de l'optimisation de la traînée et de la portance avec une extension sur l'angle d'attaque.

I.2 Le problème étudié

La géométrie étudiée est un profil d'aile NACA0012 modifié afin d'obtenir un bord de fuite pointu :

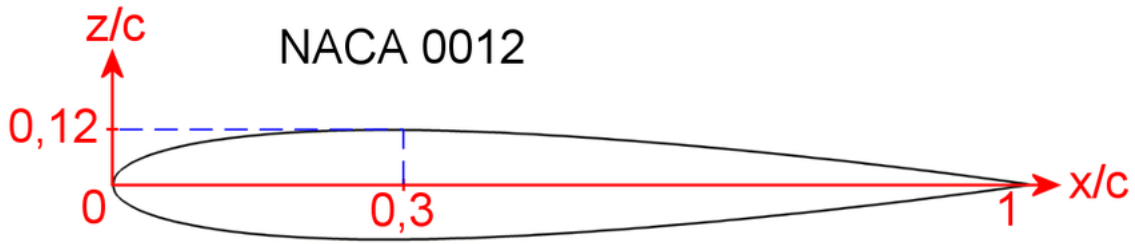


FIGURE I.1 – profil de l'aile NACA0012

On considère pour cette étude un écoulement de fluide parfait, avec un nombre de Mach en amont (freestream) égal à $Ma = 0.85$ et un angle d'attaque $\alpha = 0^\circ$. On s'attend donc à observer de possibles chocs sur l'extrados, s'accompagnant d'une augmentation de la traînée.

Notre problème d'optimisation consiste ainsi à minimiser le coefficient de traînée C_D , tout en appliquant une contrainte sur l'épaisseur. On souhaite en effet que celle-ci augmente au cours de l'optimisation. Notre étude peut donc se résumer par :

$$\begin{aligned} & \min C_D \\ & \text{Contrainte : } y \leq y_{baseline}, \forall x \in [0, 1] \end{aligned} \tag{I.1}$$

avec x l'abscisse d'un point sur le profil d'aile, y l'ordonnée d'un point sur le profil optimisé et $y_{baseline}$ l'ordonnée d'un même point sur le profil de base (baseline).

II. Partie 1 : Problème dirigé

Dans cette première partie on introduit l'optimisation du profil NACA avec contrainte, en posant notamment les bases mécaniques et numériques de notre étude.

II.1 Lagrangien \mathcal{L} du problème

De façon générale notre problème d'optimisation est de minimiser le coefficient de traînée C_D à partir d'une fonctionnelle J symbolisant la quantité à minimiser sous la forme d'une équation mathématique. Étant donné que l'on ajoute à ce problème d'optimisation une contrainte, notre problème s'écrit finalement comme :

$$J'(C_D) + \sum_{i=1}^M \mu_i F'_i(C_D) = 0$$

avec J la fonctionnelle à minimiser par rapport à la variable C_D et $F(C_D)$ la fonction associée à notre contrainte. En d'autres termes, en introduisant le Lagrangien $\mathcal{L} = \mathcal{L}(C_D, \mu) = J(C_D) + \sum_{i=1}^M \mu_i y_i(C_D)$, on peut finalement réécrire notre problème de minimisation comme une combinaison de 2 équations différentielles :

$$\frac{\partial \mathcal{L}}{\partial C_D} = 0 \quad \text{condition d'optimalité} \quad (\text{II.1})$$

$$\frac{\partial \mathcal{L}}{\partial \mu} \geq y_{baseline} \quad \text{contrainte d'inégalité associée} \quad (\text{II.2})$$

Note : on suppose un cas régulier tel que les termes $F'(C_D)$ sont linéairement indépendant.

Le champs de solution admissible associé s'écrit alors :

$$k = \{C_D \in V, y \geq y_{baseline}, 1 \leq i \leq M\} \quad (\text{II.3})$$

et l'équation de contrainte $y_{baseline}$:

$$y = \pm 0.6(0.2969\sqrt{x} + 0.1260x + 0.3516x^2 + 0.2843x^3 + 0.1036x^4) \quad (\text{II.4})$$

II.2 Simulation directe - C_p

Le coefficient de pression C_p est défini en fonction de la pression sur le profil et de la pression au loin :

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{q_\infty} \quad (\text{II.5})$$

avec $q_\infty = \frac{1}{2}\rho U_\infty^2$ la pression dynamique.

Après avoir effectué une première simulation directe, on peut tracer le coefficient C_p le long de l'aile. Cette étape a pour objet l'optimisation du coefficient C_D mais ne prends pas en compte de contraintes.

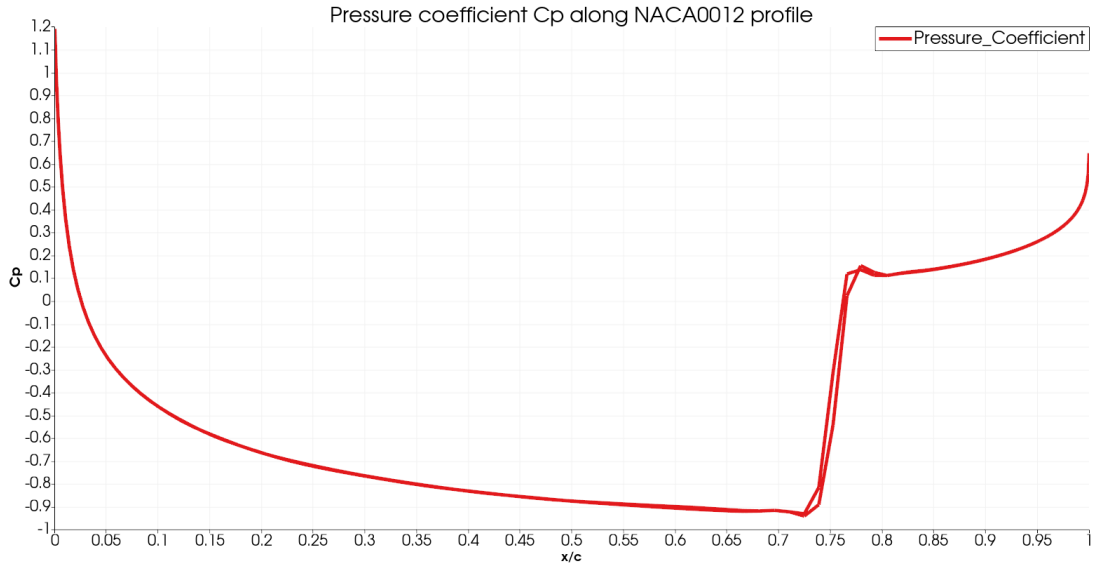


FIGURE II.1 – Évolution du coefficient de pression C_p le long du profil NACA0012. Du fait de la symétrie on a pas appliqué la convention de pression intrados au dessus de pression de l'extrados, les 2 étant quasiment confondues.

Comme nous avons un profil symétrique à un angle d'attaque nul, nous observons une symétrie entre extrados et intrados. Ainsi, Le coefficient de pression est le même sur l'extrados et sur l'intrados. On remarque qu'un point qui peut être intéressant d'étudier est donc la prise en compte d'un angle d'attaque non-nul, ce qui apporterait des informations sur les limites de vols ainsi que les performances optimales en terme de rapport portance/trainée.

II.3 Simulation adjointe

Dans un problème de conception optimale, connaître la sensibilité de l'adjoint sur la surface à optimiser permet de savoir quelles parties de cette surface on doit modifier pour optimiser le paramètre visé. En effectuant une simulation adjointe, on peut alors obtenir les sensibilités de la variable à optimiser. Ici on peut donc obtenir les sensibilités du coefficient de traînée C_D aux perturbations sur la géométrie du profil d'aile :

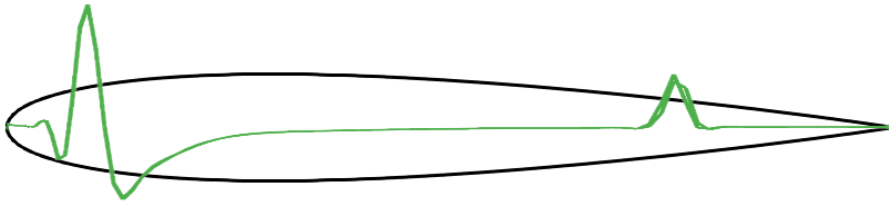


FIGURE II.2 – Sensitivité du coefficient de traînée C_D le long du profil NACA0012. La superposition ne donne pas nécessairement l'amplitude exacte de la sensibilité mais indique surtout les positions du profil les plus affectés par le paramètre d'optimisation.

Notre profil étant symétrique et l'angle d'attaque étant nul, la sensibilité du coefficient de traînée C_D sur l'extrados est la même que celle sur l'intrados, les courbes sur les 2 surfaces finissant par se superposer.

Sur la figure II.2 on observe une grande sensibilité au bord d'attaque du NACA. On a également une légère sensibilité au bord de fuite, ce qui est normal car c'est le lieu d'une discontinuité, rattachement entre l'écoulement à l'extrados et à l'intrados. On observe donc un lien entre physique du système et sensibilité numérique de la méthode adjoint.

Au final les zones du profil où le coefficient de traînée est le plus sensible sont $x/c \in [0, 0.2]$

et $x/c \in [0.6, 0.8]$. Par conséquent ces deux zones devront être traitées avec précaution lors de l'optimisation (e.g. plus de points).

II.4 Nombre de variables - design optimal

On s'attaque désormais à l'optimisation avec contrainte. Pour effectuer cette optimisation, on utilise dans un premier temps la contrainte "*airfoil thickness*" qui permet de contraindre l'épaisseur du profil. Or, cette épaisseur est bien rattachée à l'ordonnée à l'origine y , et c'est la contrainte que l'on doit respecter.

Pour cela, on place nos variables de design à des points stratégiques, c'est à dire au niveau où la sensibilité du coefficient de traînée C_D est la plus forte II.2, tout en gardant une certaine distribution le long du profil. Nous allons ici tester 3 cas : $N_{dv} = 5, 15, 35$, avec N_{dv} le nombre de variables de designs (i.e. points sur lesquels on optimise et applique la contrainte).

SU2-GEO

Avant de procéder à l'optimisation du profil, il nous faut certaines données sur notre système, comme la valeur de son épaisseur maximale. Cette dernière nous donnera un ordre de grandeur avec lequel travailler pour l'optimisation. On trouve au final *thickness* ≈ 0.12 et c'est donc cette valeur de référence que nous utiliserons dans le code.

II.4.1 $N_{dv} = 5$

Une fois le processus d'optimisation via la méthode adjointe continue effectué, on a un ensemble de données que l'on peut post-traiter. Parmi elles, celle de plus grand intérêt est le coefficient C_D en fonction du nombre d'itérations. Nous décidons donc d'afficher son tracé afin de vérifier qu'on diminue bien sa valeur (optimisation) :

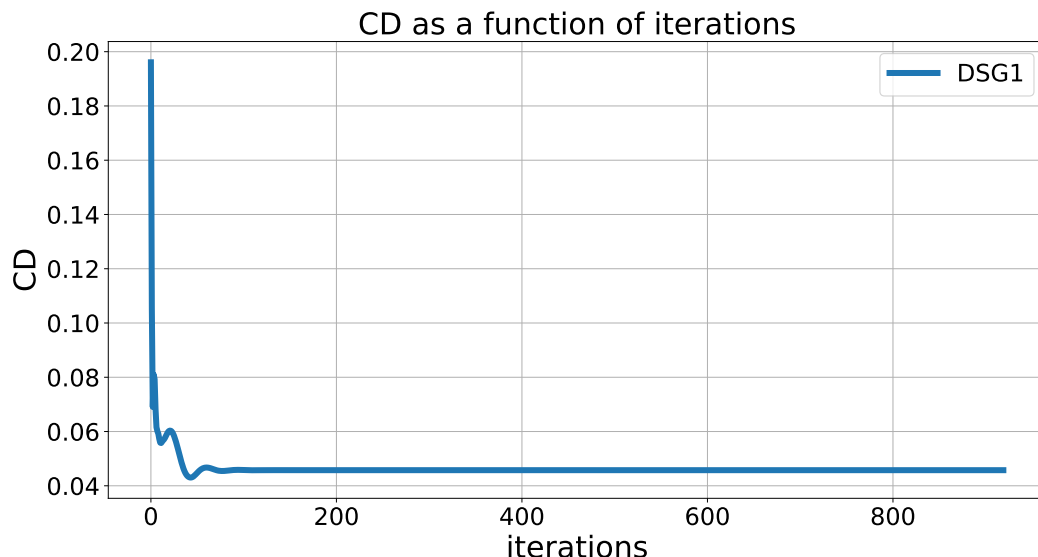


FIGURE II.3 – Évolution du coefficient de traînée pour le 1^{er} design d'optimisation, dans le cas avec 15 points. On s'intéresse ici à l'allure d'évolution du coefficient C_D avec le nombre d'itérations (allure globale indépendante du nombre de points).

Il est observable que l'optimisation se fait sur les 125 premières itérations. Les itérations suivantes semblent être dédiées à une réadaptation du maillage par SU2. En parlant de changement d'allure du maillage, voici une comparaison entre les 2 profils NACA, l'un avant optimisation (bleu) et l'autre après (rouge) :

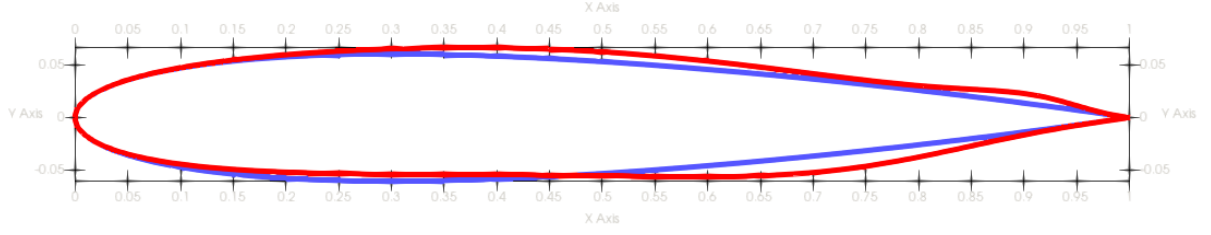


FIGURE II.4 – Allure de l’aile NACA0012 après optimisation de la traînée (diminution de C_D) avec 5 variables de design. On superpose le design initial (avant optimisation, bleu) et le design final (après optimisation, rouge). On considère design final celui de la convergence des résultats (i.e. précision de l’ordre 10^{-8}).

Il est tout d’abord à noter que le peu de points utilisé pour cette étude limite l’influence que l’on a sur l’optimisation. Ainsi, ce cas peut s’avérer moins représentatif de la géométrie et donc optimiser avec moins de consistance les performances du profil.

Quoi qu’il en soit on voit sur la figure II.4 que l’on respecte globalement bien la contrainte d’augmenter l’épaisseur lors de la phase de minimisation de C_D . Voyons ce qu’il en est des cas avec 15 et 35 points avant de comparer les résultats :

II.4.2 $N_{dv} = 15$

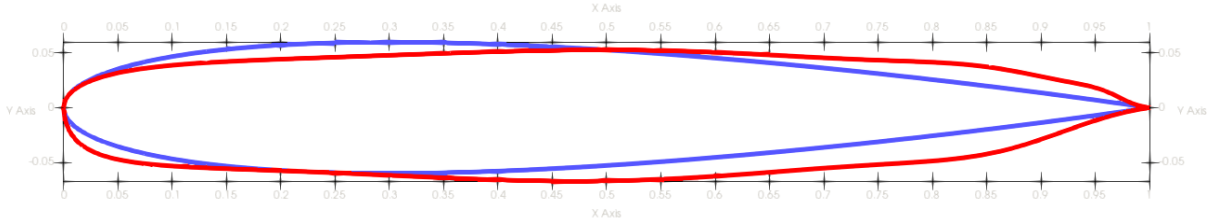


FIGURE II.5 – Allure de l’aile NACA0012 après optimisation de la traînée avec 15 variables de design. On superpose le design initial (avant optimisation, bleu) et le design final (après optimisation, rouge). On considère design final celui de la convergence des résultats (i.e. précision de l’ordre 10^{-8}).

II.4.3 $N_{dv} = 35$

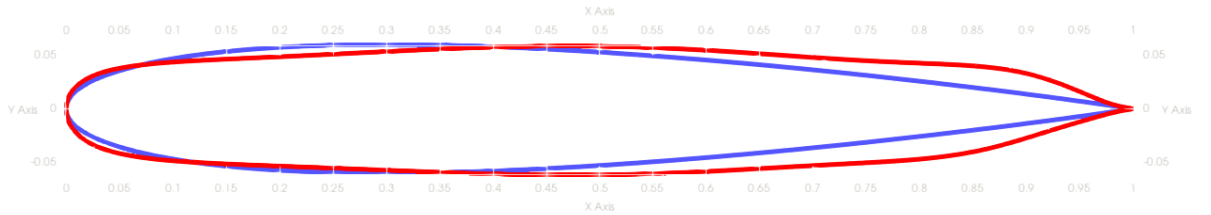


FIGURE II.6 – Allure de l’aile NACA0012 après optimisation de la traînée avec 35 variables de design. On superpose le design initial (avant optimisation, bleu) et le design final (après optimisation, rouge). On considère design final celui de la convergence des résultats (i.e. précision de l’ordre 10^{-8}).

On voit dans un premier temps que l’allure de l’aile reste cohérente après optimisation, que ce soit entre les différentes phase d’optimisations II.4, II.5 et II.6 ou par rapport au profil initial.

Afin de savoir si l’augmentation du nombre de variables de conception permet d’atteindre une meilleure précision dans l’optimisation de C_D , traçons le coefficient C_D dans le cas 35 points :

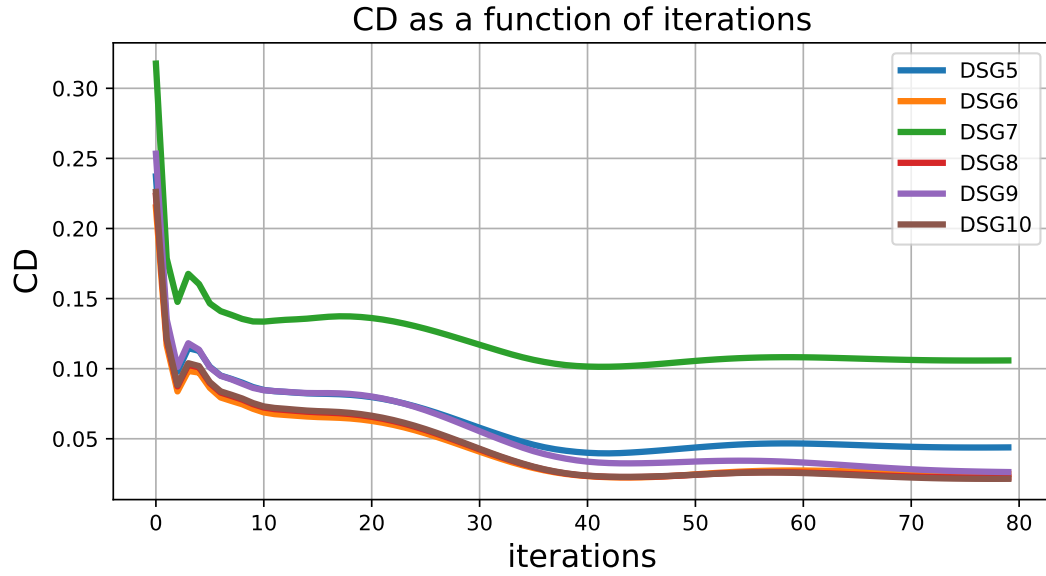


FIGURE II.7 – Comparaison de l’optimisation du coefficient de traînée pour différents designs. Cas 35 points. On met ici en avant la méthode de convergence et d’optimisation de SU2.

On voit que pendant l’optimisation avec 35 points, même après avoir minimisé l’objet de l’étude, il est possible que des changements de designs fassent "un retour en arrière". En fait, à ces itérations SU2 teste de nouveaux designs qui atteignent des limites vers lesquels on n’améliore plus la quantité visé. Le programme corrige le design et modifiera différemment le point concerné dans le futur. Visuellement on a alors les designs suivants :

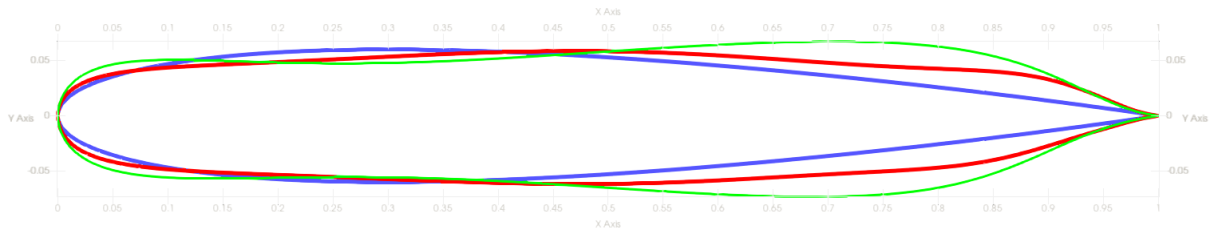


FIGURE II.8 – Superposition du design initial (avant optimisation, bleu), du design final (après optimisation, rouge) et du design 7 (vert), correspondant à celui présentant un écart conséquent dans II.7. On considère design final (rouge) celui de la convergence des résultats (i.e. précision de l’ordre 10^{-8}). Cas avec 35 points.

Sur la figure II.8 on superpose le design testé par SU2 au ‘DSG7’ et les profils initiaux et finaux. Il apparaît alors que le design 7 diffère au bord de fuite par rapport au design convergé, ce que SU2 corrige par la suite.

En terme de convergence des résultats, on peut observer via le post-process des designs que le coefficient de traînée est bien diminué II.7, et que le design a convergé :

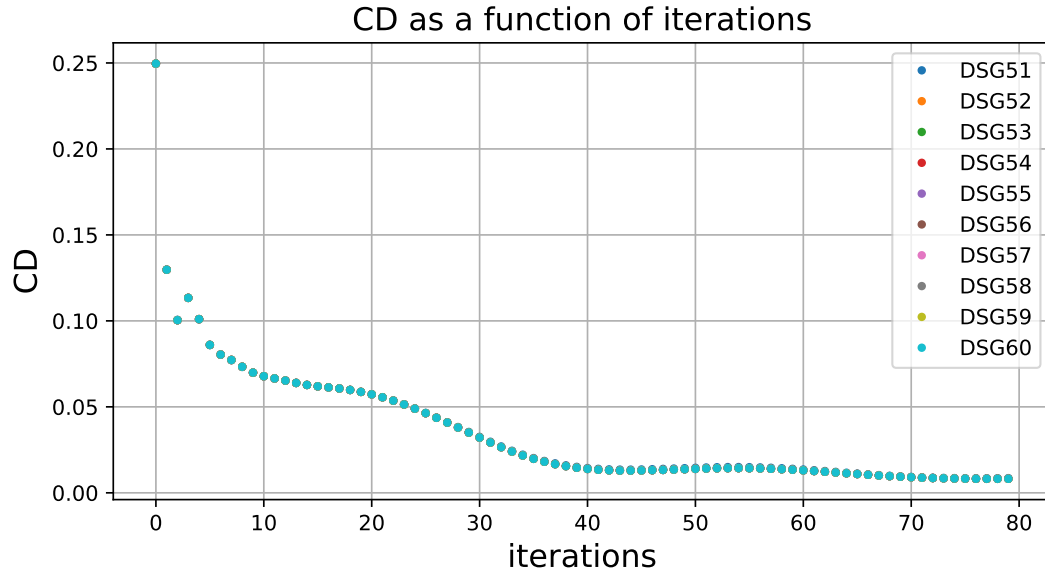


FIGURE II.9 – Comparaison de l’optimisation du coefficient de traînée pour les DSG convergés. Cas 35 points. Les coefficients de traînée sont ici superposés par convergence du design.

Plus généralement, on remarque qu’en prenant plus de points pour le mapping de l’aile, on a plus de contrôle sur le processus d’optimisation puisqu’on travaille sur l’ensemble du profil NACA. Cependant, le temps de calcul s’en retrouve grandement augmenté. Il faut donc trouver un bon ratio entre précision et temps de calcul.

Comparaison du minimum C_D en fonction du nombre de points pour la structure :

N_{dv}	$\min(C_D)$
5	≈ 0.0365
15	≈ 0.0157
35	≈ 0.0081

TABLE II.1 – Valeurs des minimums du coefficient de traînée en fonction du nombre de point pour la discrétisation du maillage à optimiser. La valeur est prise comme le minimum des 10 derniers designs sortis par SU2.

Ce tableau nous confirme que l’ajout de points de discrétisations supplémentaires permet une meilleure précision sur la valeur de la variable de minimisation. Visuellement, cela se traduit par une aile d’avion qui prend peu à peu la forme d’un missile.

II.5 Paramètres d’optimisation

On cherche désormais à prendre du recul sur notre étude et à envisager d’autres paramètres d’optimisations, qui amèneraient notamment plus de consistance à la physique du système.

Dans la section II.4, on a mis l’accent sur l’importance pour l’utilisateur de choisir avec précaution les points d’optimisations. Ainsi, en plus du nombre de points à considérer, leurs positions peuvent influencer :

- la géométrie du profil optimisé : ne pas considérer des points aux mêmes $\pm y$ sur l’extrados et l’intrados peut entraîner un manque de symétrie dans les cas avec peu de points ;
- la précision/rapidité de l’optimisation : la position des points que l’utilisateur indique au solveur sont les points d’intérêts de l’optimisation. Ainsi, donner plusieurs points à une

zone peu sensible peut entraîner des coûts de calculs sans réelle influence sur l'optimisation finale.

Par ailleurs, le système lui même va influencer les résultats obtenus. Ainsi, certaines structures sont initialement trop peu consistante pour des conditions de vols physiques, et donc une optimisation de C_D n'améliorera que partiellement ce biais initiale.

En sommes, on tendra vers une valeur de C_D plus importante que le cas étudié ici, ou alors il faudrait modifier plus en profondeur/plus longtemps la structure pour un résultat similaire. Si l'état initial est proche de l'état optimal, on s'attend donc à une convergence plus rapide et qui minimise plus la traînée.

Dans un cadre plus général, les paramètres physiques du problèmes comme le nombre de Mach ou encore l'angle d'attaque changent radicalement la physique modélisée (choc supersonique, décrochement, etc) et ainsi les conditions d'optimisations vont alors dépendre de la stabilité du système.

L'ensemble de ces points met en avant qu'une optimisation du profil NACA doit s'accompagner d'une compréhension physique du problème et doit se faire sur plusieurs variables à la fois.

II.6 Amélioration calcul C_D

L'optimisation du paramètre C_D se décompose en 2 étapes :

- définition de l'objet de l'optimisation : avec l'amélioration de C_D on vise indirectement une diminution du choc sur l'extrados. Ce faisant, on vise une amélioration de l'écoulement rendant plus optimal les conditions de vols. Cela se traduit donc autant par minimiser C_D que par maximiser C_L où réduire les turbulences. Il faut donc que l'optimisation du paramètre C_D soit justifié physiquement par un équivalent sur les performances de portance, de non-décrochement, etc ;
- optimisation via la topologie : on traduit les objectifs physiques en des réalités et des fonctions numériques qui portent sur la géométrie du système. Là où nous travaillons sur l'épaisseur du profil dans la partie 1, on peut combiner par exemple la courbure de l'aile et son épaisseur dans une autre application. Ce type d'étude permettra alors d'atteindre des C_D "plus physiques", aboutissant par la même occasion à des designs plus habituels et moins excentriques.

II.7 Largeur de la bosse Hicks-Henne

Nous avons vu en classe que Hicks et Henne ont proposé de paramétrer des profils d'ailes en ajoutant à une géométrie de base une combinaison linéaire de fonctions bosses. Elles sont définies, à une abscisse x prise sur la corde normalisée, par la formule suivante :

$$h(x) = \left[\sin \left(\pi \cdot x^{\frac{\log 0.5}{\log t_1}} \right) \right]^{t_2}, \quad 0 \leq x \leq 1 \quad (\text{II.6})$$

Nous avons observé que le paramètre t^2 fournissait un contrôle local plus important lorsqu'il était augmenté. De plus, elle permet d'assurer une régularité des formes obtenues. Par contre nous avons aussi vu que ces fonctions ne forment pas une base complète de l'espace des fonctions nulles en dehors de l'intervalle $[0, 1]$, c'est à dire en dehors de la longueur de corde du profil.

De ce fait, ces fonctions ne peuvent représenter l'ensemble des formes possibles. Par exemple, il n'est pas possible d'obtenir des formes transsoniques avec la méthode Hicks-Henne puisque l'on ne peut pas changer les positions des bords d'attaque et de fuite.

III. Partie 2 : Problème libre

Pour ce problème libre, nous travaillons de nouveau avec le profil NACA0012. On garde par la même occasion les mêmes caractéristiques de température, de pression, etc ; ainsi que $Ma = 0.85$ et $AoA = 0.00^\circ$. Le but de cette étude sera donc de répondre aux questions de la partie 1, à savoir comment améliorer le calcul de C_D par l'utilisation d'autres paramètres. On cherchera donc à vérifier que l'écoulement est plus en accord avec une utilisation civile et qu'il maximise bien les compétences aérodynamiques.

Ici notre problème d'optimisation consiste à minimiser la traînée (grand problème d'aéronautique), mais aussi à maximiser la portance. En aviation, un des principaux objectifs est d'allier une bonne portance et une traînée suffisamment faible pour ne pas consommer trop de carburants.

De façon générale notre problème d'optimisation est donc de maximiser le rapport portance sur traînée, soit, de manière équivalente, de minimiser le rapport traînée sur portance à partir d'une fonctionnelle J :

$$\left(\frac{C_D}{C_L}\right)^* = \operatorname{argmin}_V J \left(\frac{C_D}{C_L}\right) \quad (\text{III.1})$$

On ajoute une contrainte sur l'épaisseur e du profil optimisé :

$$k = \{C_D \in V, e > 0.120 \leq i \leq M\} \quad (\text{III.2})$$

III.1 Implémentation numérique

Numériquement, l'équation d'optimisation se traduit par lister '*LIFT*' et '*DRAG*' comme variables à optimiser et à imposer '*OPT-CONSTRAINT = (AIRFOIL-THICKNESS > 0.120)*' pour la contrainte sur l'épaisseur. Étant donné les résultats de la partie II, on décide d'imposer une optimisation avec 16 points en entrée, équilibrant ainsi précision et temps de calcul.

Les résultats de l'optimisation sont à retrouver sur la figure III.1 et seront commenté par la suite :

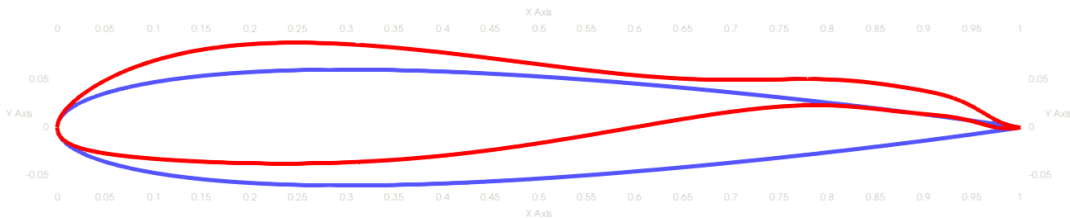


FIGURE III.1 – Allure de l'aile NACA0012 après optimisation de la traînée et de la portance avec 16 variables de design. On superpose le design initial (avant optimisation, bleu) et le design final (après optimisation, rouge). On considère design final celui de la convergence des résultats (i.e. précision de l'ordre 10^{-8}) (26^{eme} design ici).

On remarque dans un premier temps que cette allure du profil est plus proche des profils d'ailes rencontrés habituellement, notamment dû à la forme concave du profil dans sa forme optimisée. L'idée va maintenant être d'approfondir notre étude en s'intéressant aux répercussions

de cette phase d'optimisation sur les caractéristiques aérodynamiques de l'aile ainsi que sur l'état de l'écoulement.

Caractéristiques aérodynamique

Ci-dessous on trace le coefficient de pression C_p le long du domaine, en comparant les 2 profils de la figure III.1 :

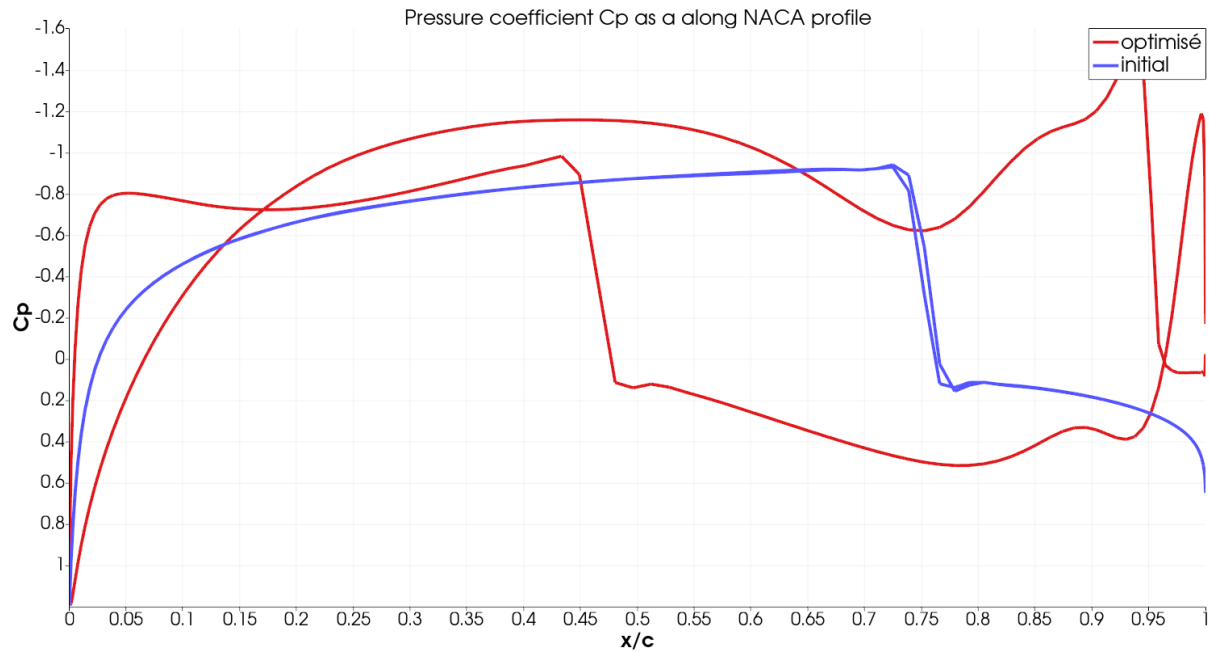


FIGURE III.2 – Comparaison des profils de pressions pour le cas NACA initial (bleu) et le cas optimisé (rouge). On utilise la convention d'avoir la pression de l'extrados au dessus et celle de l'intrados en dessous.

Ce tracé nous indique une différence de pression positive ($\Delta p > 0$) entre l'intrados et l'extrados tel que l'avion a alors une portance positive. Afin de vérifier la qualité de notre simulation, on peut calculer le ratio entre la portance et la traînée, c'est à dire :

$$R = \frac{C_L}{C_D} \quad (\text{III.3})$$

On obtient alors, en comparant les résultats initiaux et ceux obtenus avec notre profil optimisé :

	NACA0012	NACA0012 Optimisé
Trainée	0,0457	0,1049
Portance	0,0045	0,5725
Ratio	0,0977	5,4586

FIGURE III.3 – Comparaison du ratio portance/trainée dans le cas $\alpha = 0^\circ$, entre le profil NACA0012 et celui optimisé III.1. On met en avant l'impact de l'optimisation du profil sur les performances aérodynamiques.

On constate assez facilement grâce au tableau III.6, qu'avec ce nouveau design, la portance est 5 fois plus importante que la traînée. Ce nouveau design permet donc d'obtenir une bonne portance, tout en conservant une traînée assez faible.

Un point non-négligeable est qu'il semble y avoir un choc au niveau de l'intrados. Voyons ci-cela se vérifie sur les graphiques de différents champs de la structure :

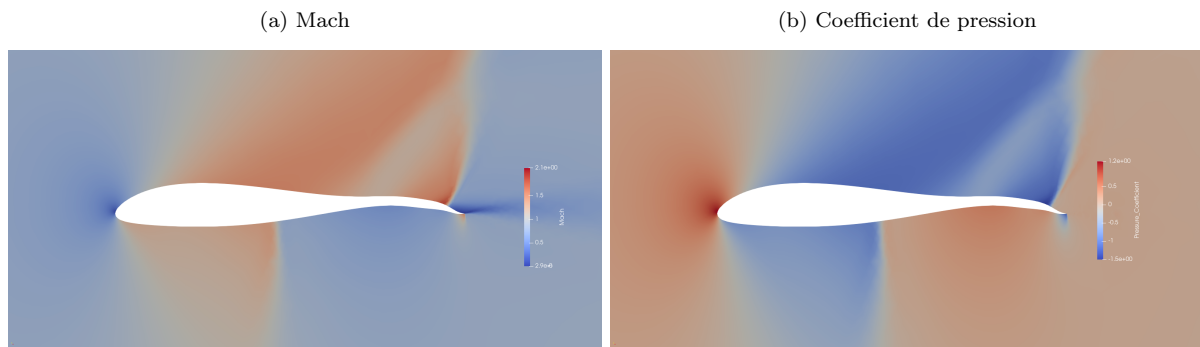


FIGURE III.4 – Post-process de paraview pour l'affichage de : a) le mach autour du profil NACA. b) le coefficient de pression sur le domaine lui aussi. Ces 2 graphes ont des comportements "équivalents" dans un sens.

On confirme par la figure III.4 que là où on a optimisé les champs de pression pour permettre des conditions de vol (i.e. $\Delta p > 0$) d'un côté, on a amplifié l'instabilité de l'écoulement (comparaison avec les champs initiaux A). On observe ainsi un nombre de Mach allant localement jusqu'à $Ma = 2$. Ce point n'est pas très dommageable, le choc apparaissant au niveau du bord de fuite.

Ce qui n'est pas en accord avec les objectifs fixé c'est le fait d'avoir une instabilité de l'aile, notamment due à une pression sur l'intrados qui change de signe. En effet, la différence de pression sur l'intrados implique un moment de l'aile positif tel qu'elle peut devenir instable. Ainsi, une fois rattaché au fuselage, cet effort constant risque de se traduire par un endommagement de l'avion, et éventuellement une cassure.

Ce qu'on observe ici est en fait le cas exposé précédemment du système qui présente un biais initial, ici on cherche à améliorer via la géométrie les caractéristiques aérodynamiques d'une aile d'avion. Là où le modèle pêche c'est que l'on part d'une géométrie initiale symétrique à un angle d'attaque nul. Afin de palier à cela, on test le nouveau maillage optimisé de l'aile pour un autre angle d'attaque à travers la méthode 'DIRECT'.

AoA

Dans cette section, on utilise le profil optimisé pour des applications à d'autres angles d'attaques. En faisant ainsi, on devrait se rapprocher de la pratique où l'angle initial des ailes d'avion sur un fuselage n'est souvent pas zéro [3] [4].

A travers cet exemple on montre que l'optimisation de ce système dynamique (aile d'avion) doit prendre en compte de nombreux paramètres. Nous avons ici décidé de procéder à cette optimisation en 2 temps, minimisant ainsi le temps de calcul. On voit alors que notre profil, amélioré pour créer de la portance positive tout en réduisant la traînée, répond à nos attentes lorsqu'on modifie l'angle d'attaque :

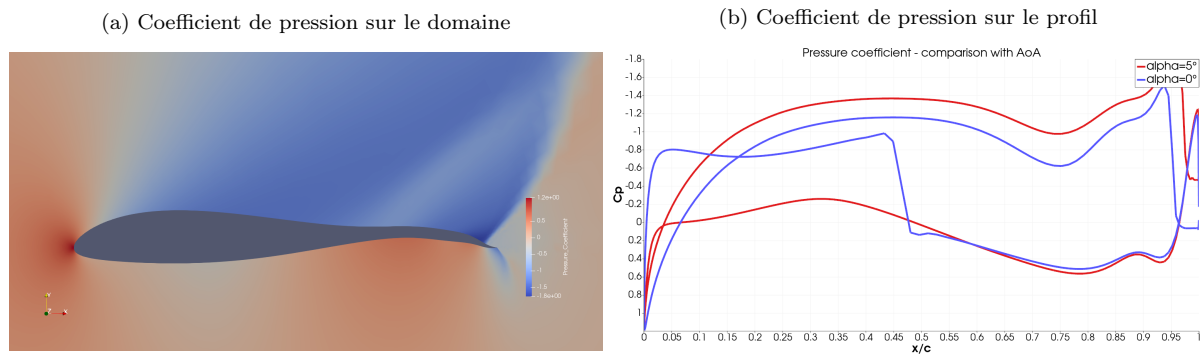


FIGURE III.5 – Post-process de paraview pour l'affichage de : a) le coefficient de pression dans le champs autour du profil NACA. b) le coefficient de pression sur le profil lui-même; on compare ici 2 cas du profil optimisé : $\alpha = 0^\circ$ (bleu) et $\alpha = 5^\circ$ (rouge). On considère $Ma = 0.85$.

Cet angle d'attaque n'est pas nécessairement le plus optimal en terme de performances aéro mais on voit qu'il permet de passer d'un système dynamiquement instable à une optimisation qui prend un sens physique. Ainsi, on peut comparer le coefficient de pression dans les 2 cas $\alpha = 0^\circ$ et $\alpha = 5^\circ$ (cf. figure III.4 b). On voit alors qu'il n'y a plus de choc sur l'intrados et que l'on améliore par la même occasion la portance du système (i.e. $C_L \approx 1.18$, même si le coefficient R n'en ai pas amélioré : $R \approx \frac{1.18}{0.24} \approx 5.01$).

Extension possible

Pour revenir sur le rapport entre traînée et portance, voici un tableau qui compare les gains en terme de ratio, pour les cas $\alpha = 0^\circ$ et $\alpha = 5^\circ$:

	NACA0012	NACA0012 Optimisé
alpha=0°	R= 0,10	R= 5,45
alpha=5°	R= 6,11	R = 5,01

FIGURE III.6 – Rapport Portance/traînée

On remarque que seul le cas $\alpha = 0^\circ$ présente un meilleur ratio par rapport au profil NACA0012 initial. Cela amène à une ouverture et une poursuite d'étude possible du projet suivant. En effet que pour que l'étude ci-dessus soit complète, il faudrait effectuer le procédé d'optimisation pour un vaste nombre d'angles d'attaques initiaux. Cela amènerait donc des ratios optimisés directement pour le cas d'application, et non pas adapté comme nous avons pu le faire pour la figure III.5.

Conclusion projet libre

Nous avons mis en place une optimisation en 2 temps, l'une numérique portant sur la traînée et la portance de l'aile, et l'autre 'à la main' portant sur l'angle d'attaque.

Nous aboutissons au final à un design qui, par rapport à celui de la partie 1 II.6, présente de forte similarité avec les profils d'ailes présents dans l'industrie.

L'ajout d'une variation sur l'angle d'attaque a permis de corriger la physique du problème et de donner un contexte d'application pour notre modèle, à savoir un vol à une vitesse d'environ 1000 km.h^{-1} et dont l'aile ferait un *angle initial + vol* de 5° . Cette variable angulaire gagnerait à être implémenté en début d'optimisation, adaptant ainsi mieux la géométrie optimisé à notre

étude.

On vérifie finalement que l'optimisation des performances du profil peut se faire sur la variable d'intérêt directe (traînée), mais aussi sur des variables indirectes (portance, angle d'attaque), qui une fois combiné amènent une optimisation plus consistante.

Conclusion

On voit que l'outil SU2, en partant d'une aile ne présentant pas de design préférentiel, nous fait tendre par optimisation vers des profils de l'aéronautique (e.g. courbure positive de l'intrados). Il vient par ailleurs que l'angle d'attaque joue un rôle primordial dans les performances du profil. L'idée est donc qu'en partant d'un profil "neutre", l'outil d'optimisation de SU2, basé sur une optimisation avec contrainte, nous permet d'aboutir à des résultats largement retrouvés dans l'aérodynamique actuelle.

En conclusion, ce projet nous aura permis de mettre en pratique les notions théoriques d'optimisation vues en cours, notamment l'efficacité de la méthode adjointe, sur un problème classique d'aéronautique, le profil NACA0012. D'un point de vue pratique, ce TP numérique aura été l'occasion de découvrir et de nous former à un nouveau code de calcul, SU2, un outils robuste de mécanique de fluides.

Nous avons pu voir, à travers cette étude, l'influence de différents paramètres d'optimisations. Ainsi, nous avons pu observer qu'avec des paramètres et des conditions mal définies, le code donnait des solutions impossibles physiquement.

Par conséquent, l'optimisation n'est pas un processus automatique, les codes liés à ces méthodes ne sont pas des "push-button". L'utilisateur se doit d'être rigoureux afin d'obtenir des résultats cohérents avec la physique qu'il/elle étudie.

A. Paraview - profil initial

Dans cette annexe, on présente les graphes équivalents aux figures III.4 dans une optique de mettre en contexte les figures III.4 et de montrer en quoi elles se différencient des champs initiaux :

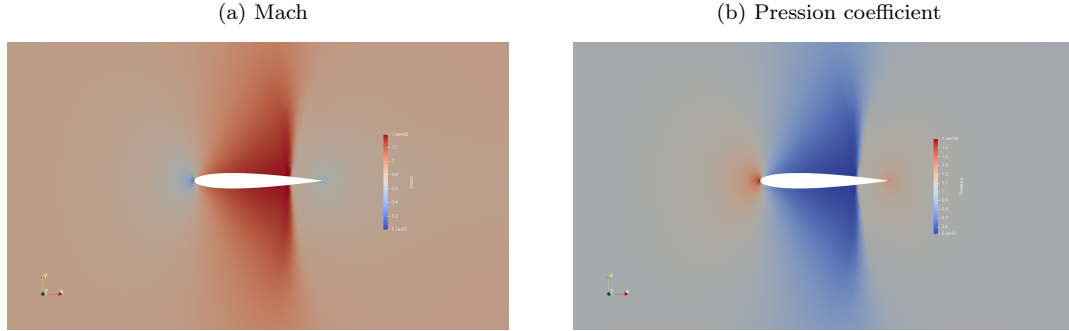


FIGURE A.1 – Résultats numériques du profil NACA0012 original. a) Mach autour de l'aile NACA avec $M_\infty = 0.85$ et $\alpha = 0^\circ$. b) Coefficient de pression pour les mêmes données que le graphe a).

On retrouve ici des résultats symétriques, ce qui est en accord avec la géométrie du problème. En tant que tel, l'aile ne produit pas de portance qui permettrait à l'avion de voler. Il faut en fait une asymétrie du profil pour créer une différence de pression, qui se traduirait par une portance non-nulle.

Références

- [1] A. Belme. Mu5mef39 - optimisation en aérodynamique. *Sorbonne Université*, 2021-2022.
- [2] S. Nadarajah. Aerodynamic design optimization :drag minimization of the naca 0012 in transonic inviscid flow. *McGill University*.
- [3] I. Delbende. Mu4mef03 – aérodynamique partie incompressible. *Sorbonne Université*, 2020-2021.
- [4] G. B. Gilyard A. A. Bolonkin. Estimated benefits of variable-geometry wing camber control for transport aircraft. 1999.