



TP N° 81

Conception optimale d'une aile d'avion

L'objet de ce TP est de montrer comment coupler un outil d'optimisation hybride (globale / locale) à un simulateur aérodynamique pour trouver la forme idéale d'une aile d'avion.

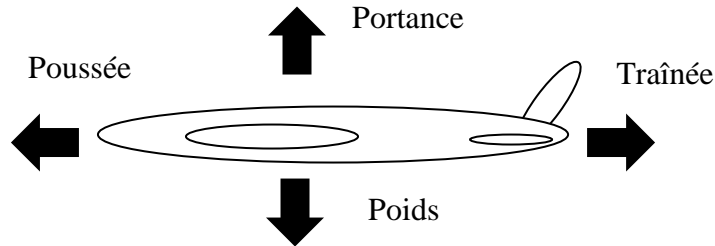
Ce TP est disponible au format Word, avec les fichiers de calculs Excel incrustés, dans la boutique en ligne de Cab Innovation. Il reprend des éléments de l'ouvrage « Conception optimale déterministe et probabiliste » de la collection « L'ingénierie en pratique ».

- 1 – Formaliser la problématique de conception optimale d'une aile d'avion.
- 2 – Présenter la fonction générique d'interface des outils Gencab et Simcab avec des logiciels d'application externe fonctionnant sous Windows.
- 3 – Traiter une application simple au moyen du simulateur aérodynamique Xfoil.

I – Formulation du problème d'optimisation

Un avion est soumis à quatre forces principales :

- le poids,
- la portance, générée par les ailes et s'opposant au poids,
- la poussée des propulseurs,
- la traînée, freinant l'appareil par la résistance de l'air.



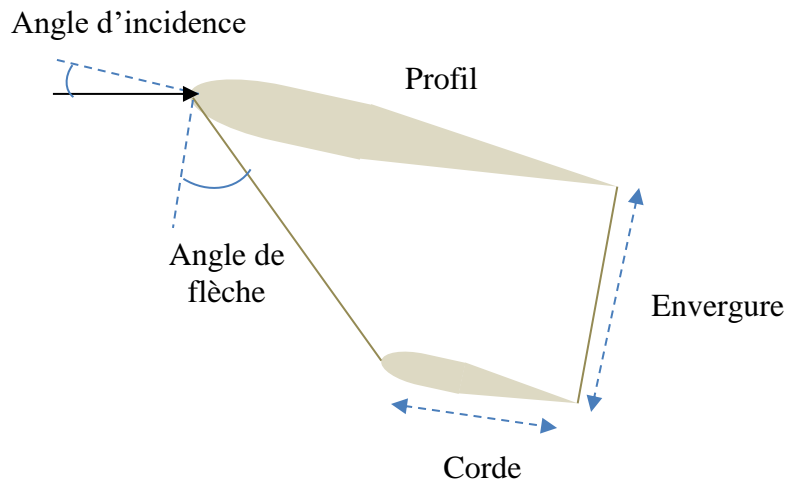
En régime de croisière, ces forces s'équilibrent. La traînée doit être la plus faible possible pour réduire la poussée et limiter ainsi la consommation en énergie.

Longtemps mesurées en soufflerie, les performances d'une aile d'avion peuvent dorénavant s'évaluer au moyen de logiciels de simulation aérodynamique fondés sur les équations de Navier-Stokes qui traduisent les principes de conservation de masse, de quantité de mouvement et d'énergie dans les fluides.

Ainsi, le logiciel xfoil permet de simuler un profil aérodynamique en 2 dimensions et AVL une aile en 3 dimensions.

Le couplage d'un outil d'optimisation hybride à de tels simulateurs permet de trouver la forme d'aile idéale qui minimise la traînée pour une portance égale au poids de l'avion.

La configuration de paramètres décrivant la forme de l'aile (envergure, angle de flèche, corde, profil, incidence...) est alors optimisée pour des conditions de fonctionnement données (vitesse, altitude, masse...).



La traînée et la portance ont respectivement pour expression $\frac{1}{2} \rho S V^2 C_D$ et $\frac{1}{2} \rho S V^2 C_L$ où les coefficients aérodynamiques C_D et C_L ne dépendent que du profil.

2 – Fonction générique d'interface

Cette fonctionnalité permet d'exécuter des applications externes sous Excel et d'en récupérer les résultats.

Son caractère générique lui permet de s'adapter à des applications diverses fonctionnant sous Windows, telles que les logiciels de simulation aérodynamique xfoil, AVL ou QPROP.

Elle consiste à écrire ou lire des fichiers texte (.txt, .dat, .bat, etc.), lancer des fichiers .bat, exécuter des calculs du classeur ou attendre une certaine durée entre des actions.

Ces actions font chacune l'objet d'une colonne spécifique dans un fichier d'interface et sont traitées séquentiellement dans l'ordre des numéros de colonnes.

Le type d'action à exécuter est inscrit dans la première ligne de la colonne correspondante, soit « Write », « Read », « Launch », « Wait » ou « Calculation ».

Le nom du fichier à traiter, avec son chemin de répertoires, est inscrit dans la deuxième ligne de la colonne correspondante.

Cette deuxième ligne est utilisée pour définir la durée d'attente, en seconde, de l'action « Wait » et le domaine de calcul à exécuter de l'action « Calculation » : « Active » pour la feuille de calcul active ou « All » pour le classeur entier.

Les lignes suivantes seront recopiées, ligne par ligne, à partir de la première ligne du fichier texte, lors de l'action « Write », ou utilisées pour recevoir les données du fichier texte, ligne par ligne, lors de l'action « Read ».

A titre d'exemple, l'interface au logiciel xfoil peut se présenter de la manière suivante :

Write	Write	Write	Launch	Wait	Read	Calculation
C:\xfoil\Profil.dat	C:\xfoil\commands.bat	C:\xfoil\xfoil.bat	C:\xfoil\xfoil.bat	5	C:\xfoil\result.txt	All
E61 (5.64%)	LOAD C:\xfoil\profil.dat	del C:\xfoil\result.txt				
1.00000 0.00000	oper	C:\xfoil\xfoil.exe < C:\xfoil\commands.bat			XFOIL Version 6.99	
0.99707 0.00124	visc80000				Calculated polar for: E61 (5.64%)	
0.98882 0.00495	0				11 Reynolds number fixed Mach number fixed	
0.97619 0.01076	iter				xtrf = 1.000 (top) 1.000 (bottom)	
0.95978 0.01777	100				Mach = 0.000 Re = 0.080 e 6 Ncrit = 9.000	
0.93951 0.02510	pacc				alpha CL CD CDp CM Top_Xtr Bot_Xtr	
0.91507 0.03246	C:\xfoil\result.txt				-----	
0.88654 0.03992	NOP				0.000 0.4089 0.03977 0.03214 -0.1476 0.9666 0.0870	
0.85426 0.04744	aseq 0 10 0.5				0.500 0.5250 0.03736 0.02848 -0.1589 0.9603 0.0664	
0.81861 0.05486	quit				1.000 0.6064 0.03625 0.02686 -0.1642 0.9455 0.0642	
0.77996 0.06205					1.500 0.6839 0.03631 0.02648 -0.1688 0.9306 0.0915	
0.73876 0.06884					2.500 0.8211 0.03638 0.02797 -0.1753 0.8946 1.0000	
0.69546 0.07510					3.000 0.8834 0.03724 0.02878 -0.1772 0.8728 1.0000	
0.65052 0.08061					3.500 0.9753 0.03691 0.02844 -0.1831 0.8567 1.0000	
0.60439 0.08517					4.000 1.0261 0.03737 0.02904 -0.1823 0.8283 1.0000	
0.55742 0.08861					4.500 1.0913 0.03716 0.02904 -0.1831 0.8026 1.0000	
0.50997 0.09083					5.000 1.1951 0.03402 0.02627 -0.1878 0.7849 1.0000	
0.46240 0.09182					6.500 1.3373 0.03121 0.01943 -0.1638 0.0289 1.0000	
0.41512 0.09163					7.000 1.3620 0.03407 0.02272 -0.1583 0.0251 1.0000	
0.36860 0.09031					7.500 1.3778 0.03770 0.02678 -0.1516 0.0234 1.0000	
0.32329 0.08789					8.000 1.3946 0.04200 0.03146 -0.1454 0.0228 1.0000	
0.27963 0.08441					8.500 1.4542 0.04817 0.03808 -0.1441 0.0240 1.0000	
0.23803 0.07993					9.000 1.5266 0.05967 0.05074 -0.1448 0.0281 1.0000	
0.19889 0.07452					9.500 1.5240 0.06924 0.06120 -0.1371 0.0306 1.0000	
0.16256 0.06827					10.000 1.4998 0.07952 0.07215 -0.1289 0.0322 1.0000	
0.12936 0.06127						
0.09957 0.05366						
0.07343 0.04557						
0.05112 0.03719						
0.03278 0.02870						

Les résultats de simulation XFOil sont obtenus pour un type de profil et un nombre de Reynol de 80 000 à des angles d'incidence variant de 0 à 10°, avec un pas de 0,5°.

Disponibles à l'adresse web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/, les fichiers xfoil.exe, pplot.exe et pxplot.exe doivent être préalablement enregistrés dans le répertoire « C:\xfoil ».

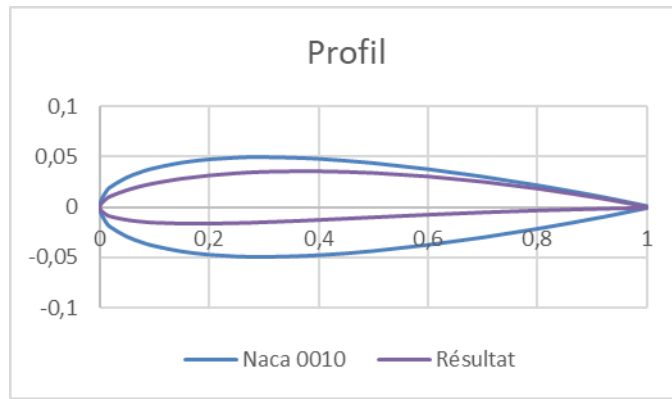
Ce type d'interface peut être directement commandé par les outils Gencab ou Simcab pour évaluer des solutions.

3 – Application au moyen du simulateur aérodynamique Xfoil

Cette application cherche à minimiser le coefficient de traînée (CD) d'un profil ayant un certain coefficient de portance (CL = 0,5) en jouant sur deux paramètres, à partir du profil standard symétrique Naca 0010.

Le premier paramètre modifie l'épaisseur relative du profil ($k1/10$) et le second sa courbure ($k2 \times 10$).

L'emploi de l'outil d'optimisation hybride Gencab permet ici de réduire le CD de 30 % (de 0,01804 à 0,01265).



On constate que ce résultat n'aurait pas pu être obtenu avec une méthode d'optimisation locale car la fonction CD ($k1, k2$) n'est pas convexe, comme le montre le graphe de la feuille de calcul et d'interface présentée ci-dessous.

Calculation	Write	Write	Write	Write	Launch	Wait	Read	Calculation
All	C:\xfoil\Profil.dat	C:\xfoil\commands.bat	C:\xfoil\xfoil.bat	C:\xfoil\result.txt	C:\xfoil\xfoil.bat	5	C:\xfoil\result.txt	All


```

1.0 0.000519631569314137
0.95 0.00561273904942463
0.9 0.0103049943733636
0.8 0.018518905918485
0.7 0.0252047836482404
0.6 0.0303554475931218
0.5 0.033848004892568
0.4 0.0354725813328438
0.3 0.0348501353492285
0.25 0.0335229016601703
0.2 0.031361220886773
0.15 0.0281816351106811
0.1 0.0236422046524265
0.075 0.0206607265810361
0.05 0.0169456561325615
0.025 0.0119525422041579
0.0125 0.00840386227902883
0
0.0125 -0.00721477803292772
0.025 -0.00960474461424572
0.05 -0.0123714621209332
0.075 -0.0139813780399064
0.1 -0.0149797931278357
0.15 -0.0159128151996899
0.2 -0.0159697836677076
0.25 -0.0154907275063746
0.3 -0.014658381026187
0.4 -0.01403072512897
0.5 -0.00982004682148550
0.6 -0.0072856735135766
0.7 -0.00501302932529889
0.8 -0.00312746059751532
0.9 -0.00164156268877284
0.95 -0.0010854503779633
1-0.000519631569314137

```

XFOIL Version 6.99

Calculated polar for:

1.1 Reynolds number fixed Mach number fixed

xtrf = 1.000 (top) 1.000 (bottom)

Mach = 0.000 Re = 0.080 e 6 Ncrit = 9.000

alpha CL CD Cdp CM Top_Xtr Bot_Xtr

3.421 0.5000 0.01265 0.00504 -0.0409 0.7200 1.0000

R: 5,16104
y0: -5,1368
k0: 0,5

CD (k1, k2)

x	y	dy	y'	y''
1	0.00105	0	0.00105	0.00052
0.95	0.003672	0.00462	0.01134	0.00561
0.9	0.01207	0.00875	0.02082	0.0103
0.8	0.02187	0.01555	0.03742	0.01852
0.7	0.03053	0.0204	0.05093	0.0252
0.6	0.03803	0.02331	0.06134	0.03036
0.5	0.04421	0.02428	0.0684	0.03385
0.4	0.04837	0.02331	0.07168	0.03547
0.3	0.05002	0.0204	0.07042	0.03485
0.25	0.04952	0.01822	0.06774	0.03352
0.2	0.04782	0.01555	0.06387	0.03136
0.15	0.04495	0.0124	0.05695	0.02818
0.1	0.03902	0.00875	0.04777	0.02364
0.075	0.035	0.00675	0.04175	0.02066
0.05	0.02962	0.00462	0.03424	0.01695
0.025	0.02178	0.00237	0.02415	0.01195
0.0125	0.01578	0.0012	0.01698	0.0084
0	0	0	0	0
0.0125	-0.0158	0.0012	-0.0146	-0.0072

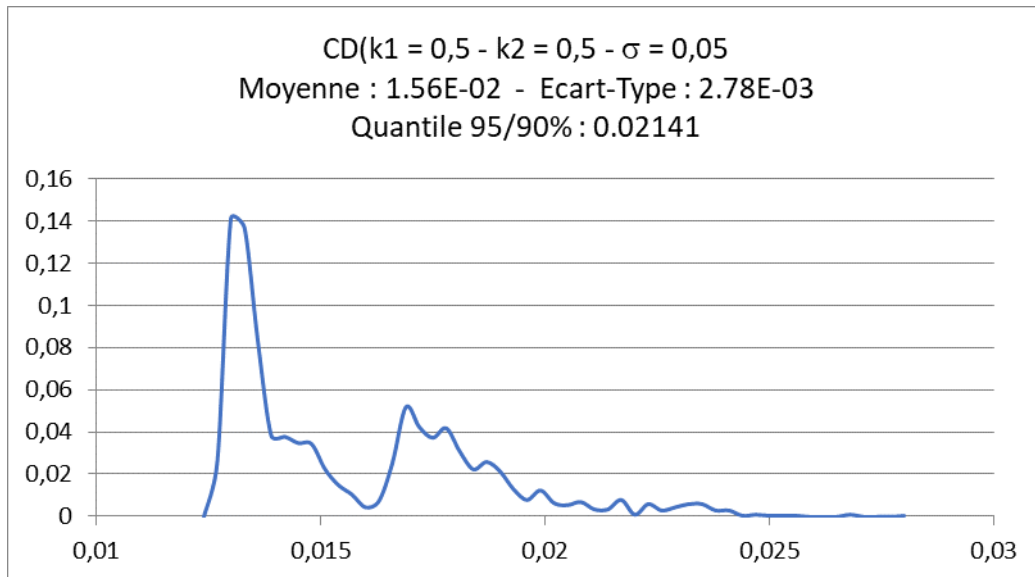


Feuille de calcul
Microsoft Excel

Le calcul de la feuille de calcul est lancé à deux reprises, afin de générer tout d'abord un profil à partir d'une configuration des paramètres k_1 et k_2 , puis de rafraîchir la cellule de résultat à partir des données retournées par le logiciel xfoil.

Cette même feuille de calcul a été ensuite traitée par l'outil de simulation de Monte-Carlo Simcab afin d'évaluer l'effet de dispersions dimensionnelles sur les caractéristiques du profil.

Ainsi le graphe de densité de probabilité, présenté ci-dessous, est le résultat de 2000 simulations de la valeur du CD, en considérant des variables aléatoires gaussiennes de moyenne 0,5 et d'écart-type 0,05 pour les paramètres k_1 et k_2 .



Evaluer avec un niveau de confiance de 90% par la méthode de Wilks, le quantile 95 obtenu ici montre que le CD à 95 % de chance de ne pas excéder la valeur de 0,0214.

L'application proposée ici à des fins didactiques est relativement simple mais peut être complexifiée à loisir en multipliant notamment le nombre de variables de décision.