

RAPPORT DE LABORATOIRE

GPA 745 - INTRODUCTION A L'AVIONIQUE

LABORATOIRE #1 : SIMULATION DES PROFILS AERODYNAMIQUES

AUTEURS : RAFIK CHENNOUF – CLEMENT BLANQUET

MONTREAL, LE 19 SEPTEMBRE 2017

ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPERIEURE

Introduction

Le but de ce premier laboratoire est d'étudier différents profils d'aile pour se familiariser avec les calculs d'aérodynamiques et les notions telles que le coefficient de portance, le coefficient de traînée, la polaire d'un profil ou encore la finesse, etc. Le logiciel de calcul numérique Matlab sera utilisé tout au long du laboratoire.

Tout d'abord, nous commencerons par calculer et représenter graphiquement les caractéristiques de trois différents profils d'aile : le profil RAF15 (1), Clark YH (2) et NACA 23018 (6), puis nous ferons une étude comparative de ces profils afin de les assigner à trois types d'avion.

Table des matières

Table des figures	3
Questions	4
Question 1	4
RAF15	4
CLARK YH	9
NACA 23018	14
Question 2	19
Conclusion	21

Table des figures

Figure 1 – RAF15 - Graphique du contour du profil	4
Figure 2 - RAF15 - Graphique du coefficient de portance C_z en fonction de l'angle d'attaque α	5
Figure 3 - RAF15 - Courbes du coefficient de trainée C_x en fonction de l'angle d'attaque α	6
Figure 4 - RAF15 - Courbe $f = C_z / C_x$ en fonction de l'angle d'attaque α	7
Figure 5 - RAF15 - Courbe C_z en fonction C_x (polaire du profil)	8
Figure 6 - RAF15 - Courbe du rapport $C_z^{(3/2)} / C_x$ en fonction de l'angle d'attaque α	8
Figure 7 – CLARK YH - Graphique du contour du profil	9
Figure 8 - CLARK YH - Graphique du coefficient de portance C_z en fonction de l'angle d'attaque α	10
Figure 9 - CLARK YH - Courbes du coefficient de trainée C_x en fonction de l'angle d'attaque α	11
Figure 10 - CLARK YH - Courbe $f = C_z / C_x$ en fonction de l'angle d'attaque α	12
Figure 11 - CLARK YH - Courbe C_z en fonction C_x (polaire du profil)	13
Figure 12 - CLARK YH - Courbe du rapport $C_z^{(3/2)} / C_x$ en fonction de l'angle d'attaque α	13
Figure 13 – NACA 23018 - Graphique du contour du profil	14
Figure 14 - NACA 23018 - Graphique du coefficient de portance C_z en fonction de l'angle d'attaque α	15
Figure 15 - NACA 23018 - Courbes du coefficient de trainée C_x en fonction de l'angle d'attaque α	16
Figure 16 - NACA 23018 - Courbe $f = C_z / C_x$ en fonction de l'angle d'attaque α	17
Figure 17 - NACA 23018 - Courbe C_z en fonction C_x (polaire du profil)	18
Figure 18 - NACA 23018 - Courbe du rapport $C_z^{(3/2)} / C_x$ en fonction de l'angle d'attaque α	18
Figure 19 - Finesses de tous les profils	19
Figure 20 - Rapports liés aux puissances requises pour propulser les avions	20

Questions

Question 1

RAF15

Contour du profil

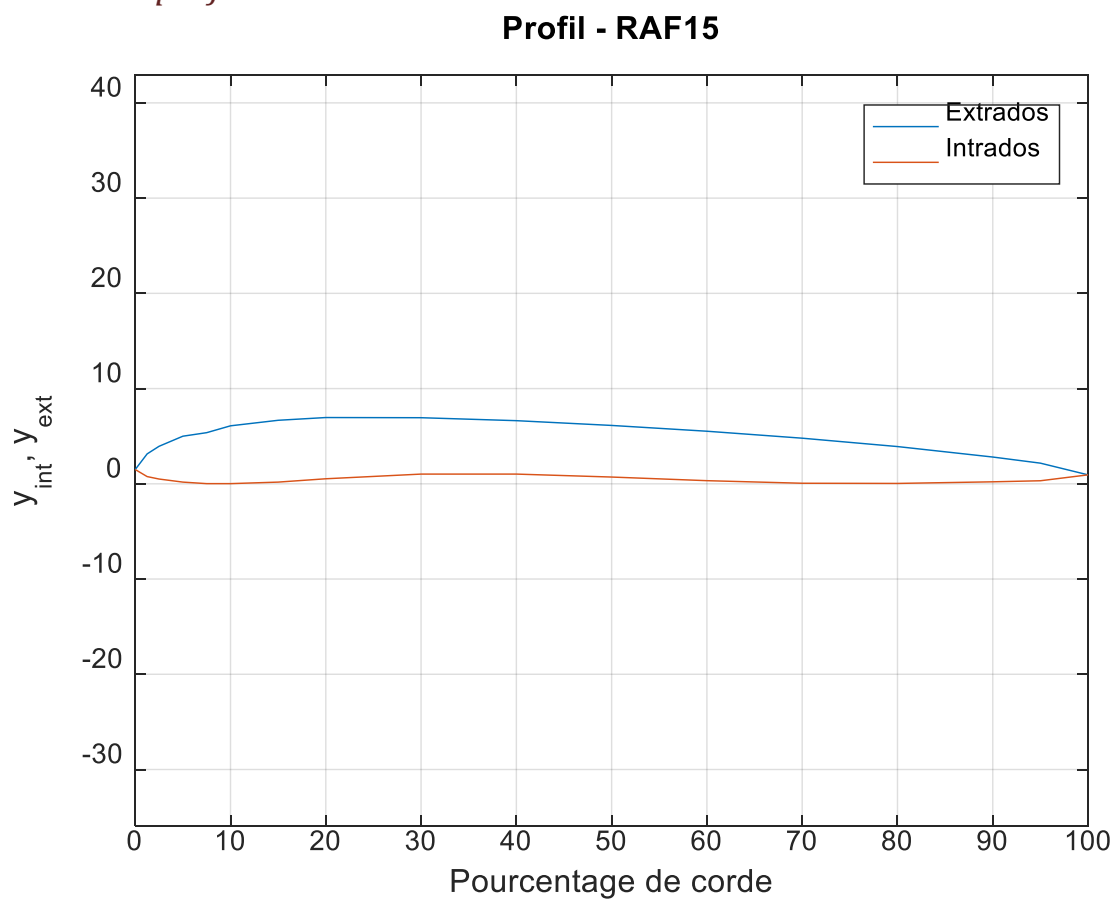


Figure 1 – RAF15 - Graphique du contour du profil

Épaisseur relative : **6.49%** de corde

(pour trouver ce chiffre, on fait : $epaisseur_max = \max(extrados - intrados)$)

Coefficient de portance C_z en fonction de l'angle d'attaque α

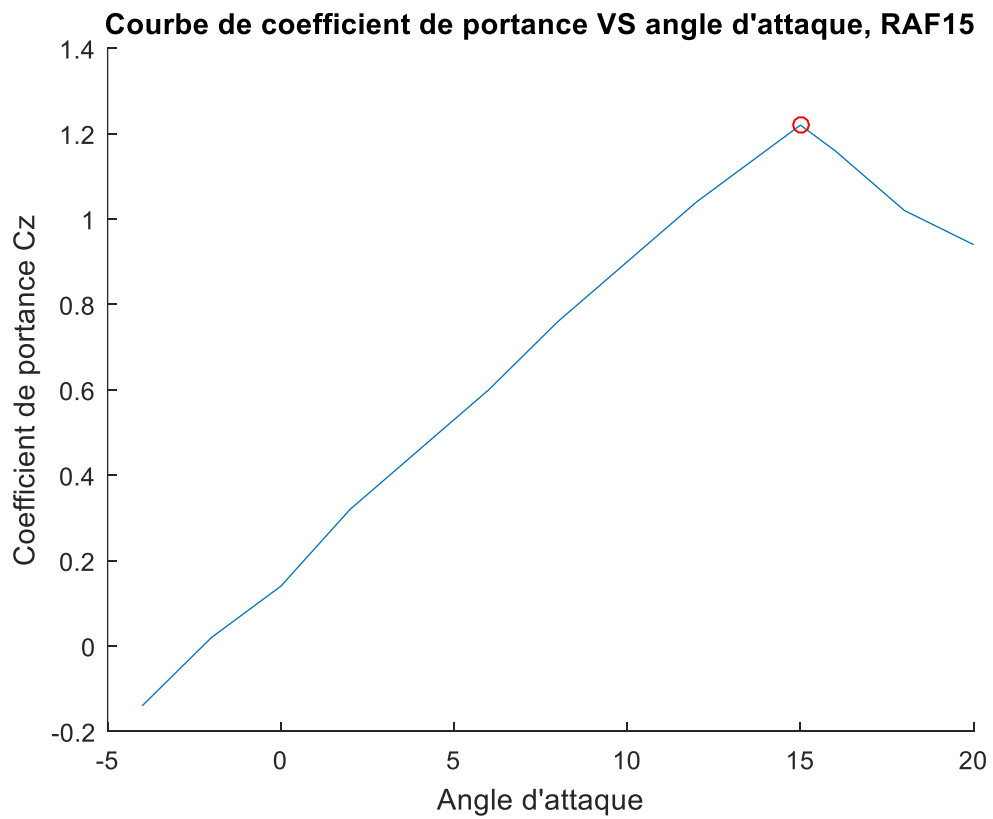


Figure 2 - RAF15 - Graphique du coefficient de portance C_z en fonction de l'angle d'attaque α

Valeur maximale C_{zmax} du coefficient de portance

$C_{zmax} =$

1.2200

Courbes du coefficient de trainée C_x en fonction de l'angle d'attaque α

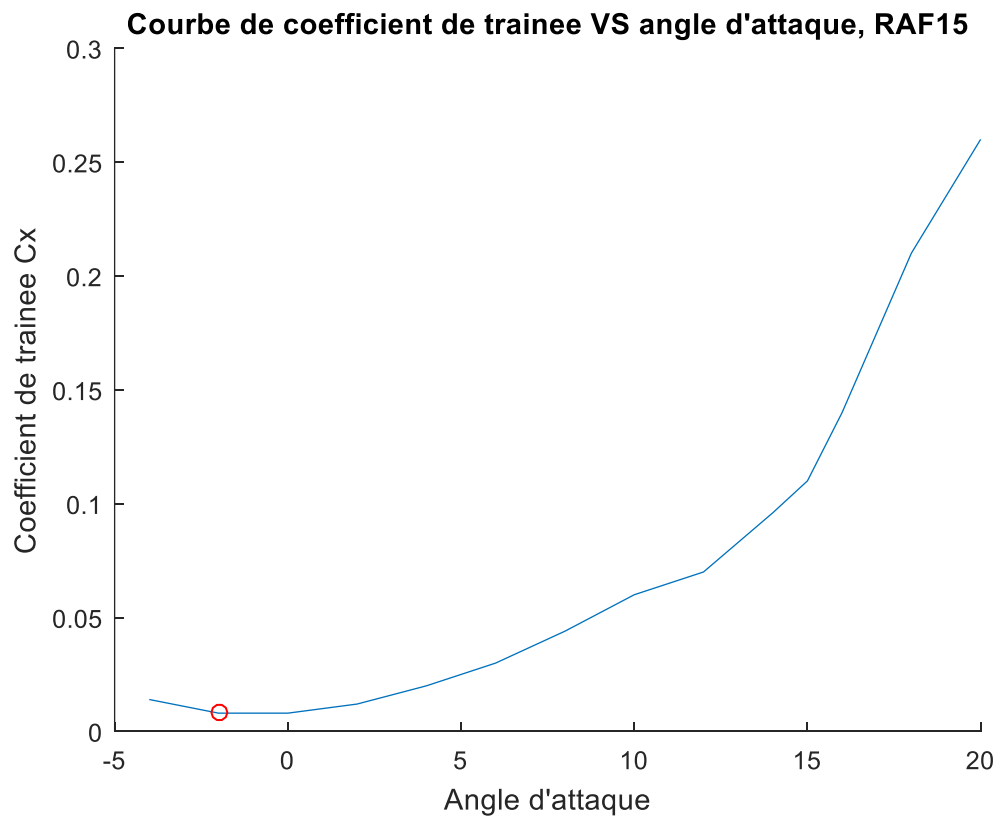


Figure 3 - RAF15 - Courbes du coefficient de trainée C_x en fonction de l'angle d'attaque α

Valeur minimale $C_{x\min}$ du coefficient de trainée

$C_{x\min} =$

0.0080

Courbe $f = C_z / C_x$ en fonction de l'angle d'attaque α

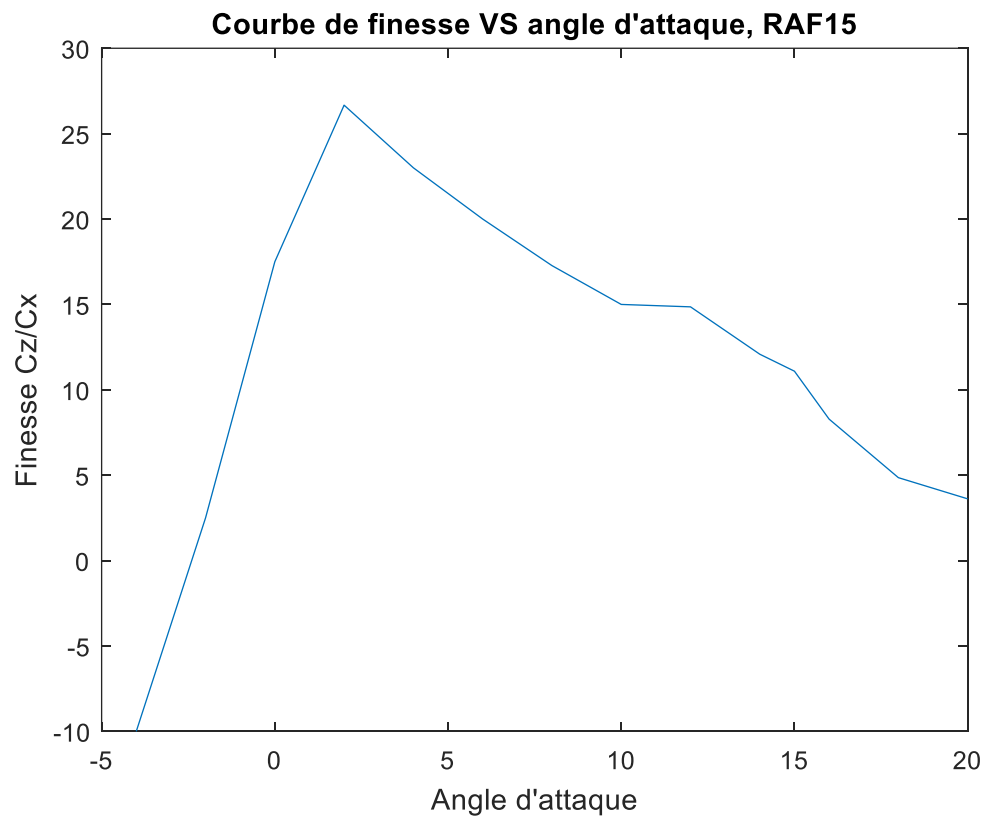


Figure 4 - RAF15 - Courbe $f = C_z / C_x$ en fonction de l'angle d'attaque α

Valeur maximale de la finesse f_{max}

`finesseMax =`

`26.6667`

Courbe Cz en fonction Cx (polaire du profil)

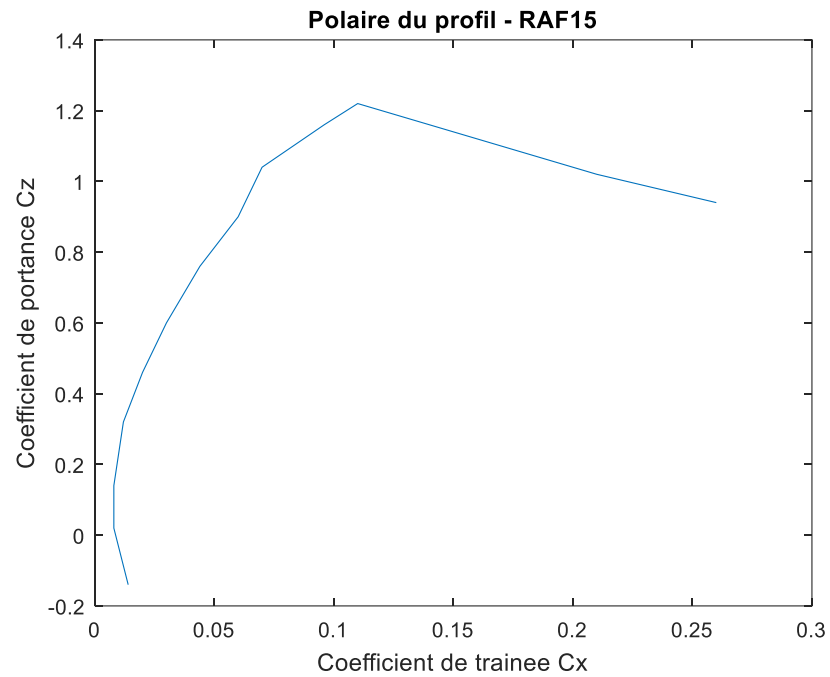


Figure 5 - RAF15 - Courbe Cz en fonction Cx (polaire du profil)

Courbe du rapport $C_z^{3/2} / C_x$ en fonction de l'angle d'attaque α

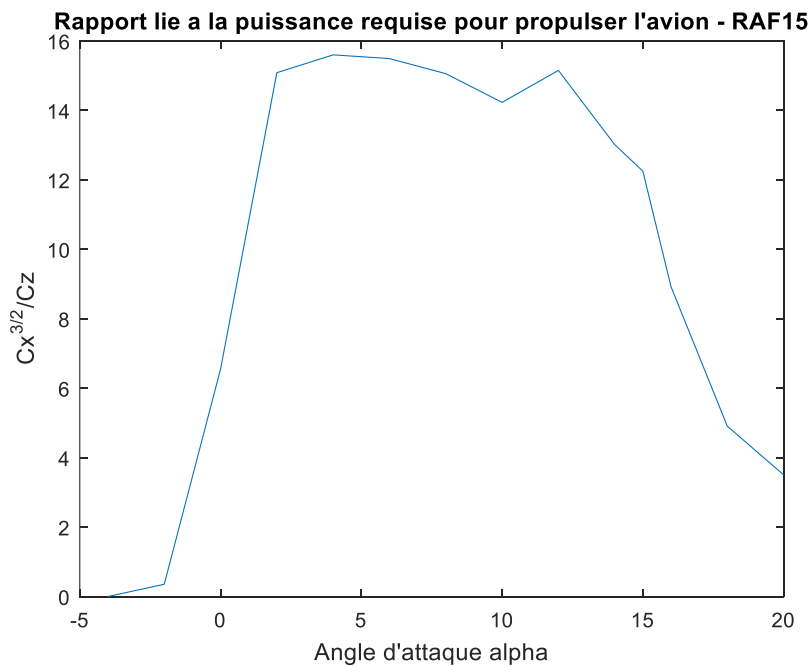


Figure 6 - RAF15 - Courbe du rapport $C_z^{3/2} / C_x$ en fonction de l'angle d'attaque α

CLARK YH

Contour du profil

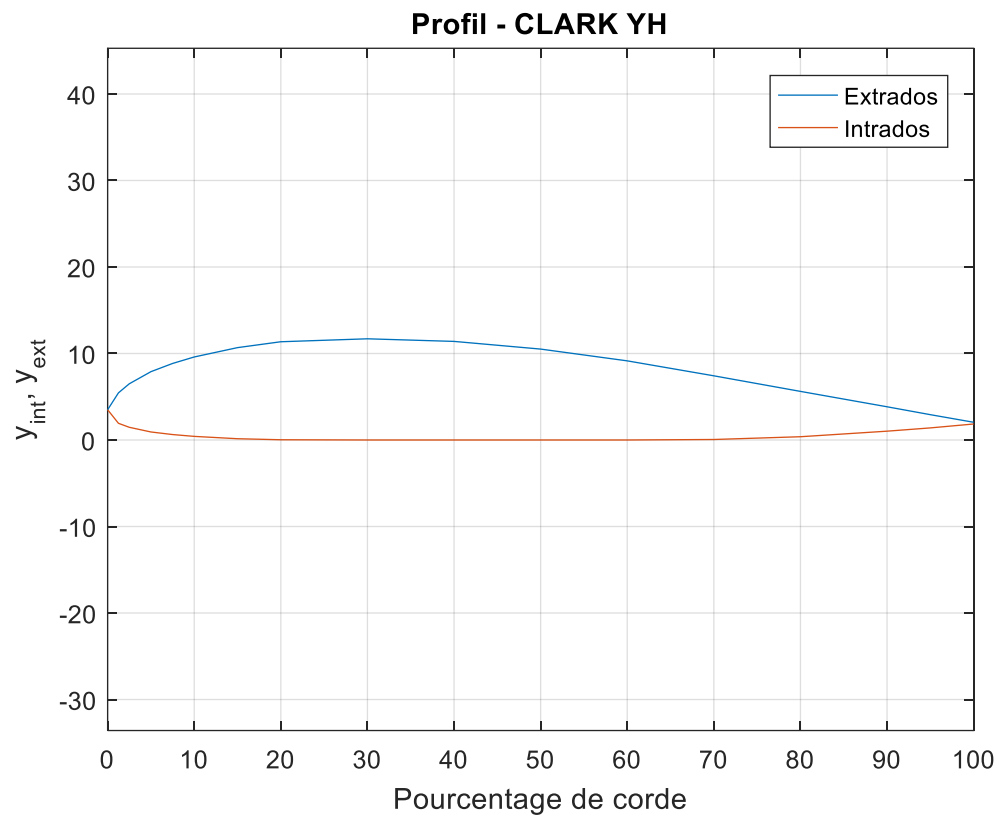


Figure 7 – CLARK YH - Graphique du contour du profil

Épaisseur relative : **11.7%** de corde.

Coefficient de portance C_z en fonction de l'angle d'attaque α

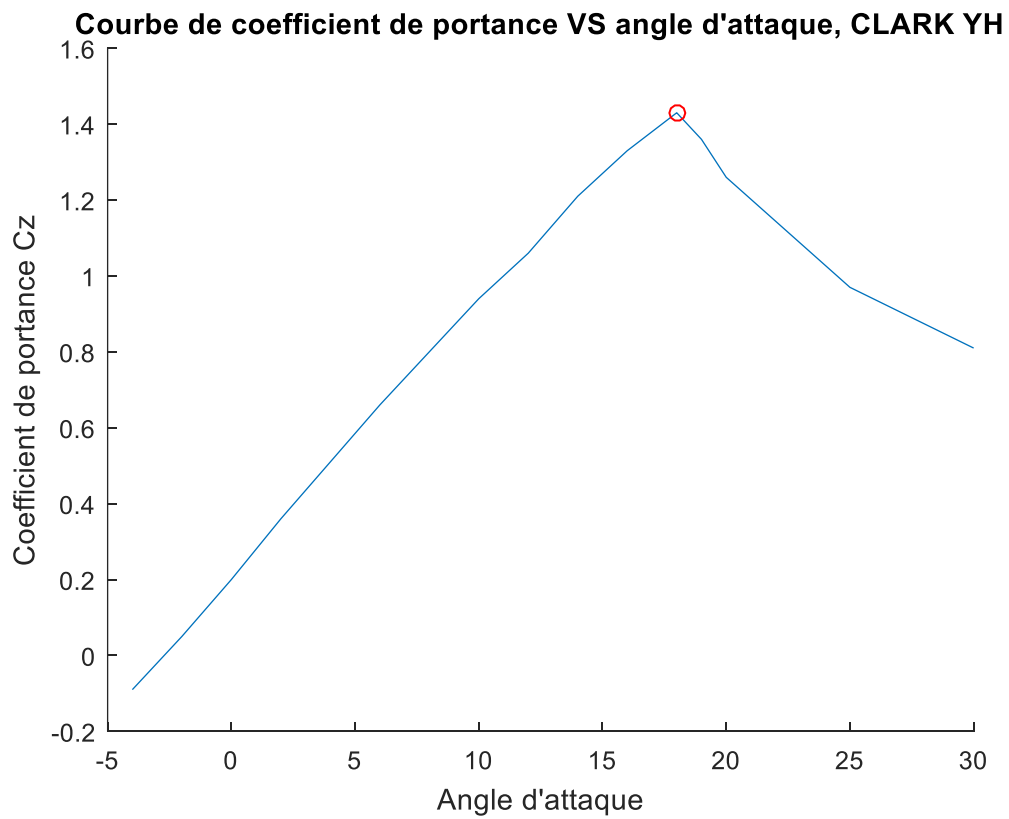


Figure 8 - CLARK YH - Graphique du coefficient de portance C_z en fonction de l'angle d'attaque α

Valeur maximale C_{zmax} du coefficient de portance

$C_{zmax} =$

1.4300

Courbes du coefficient de trainée C_x en fonction de l'angle d'attaque α

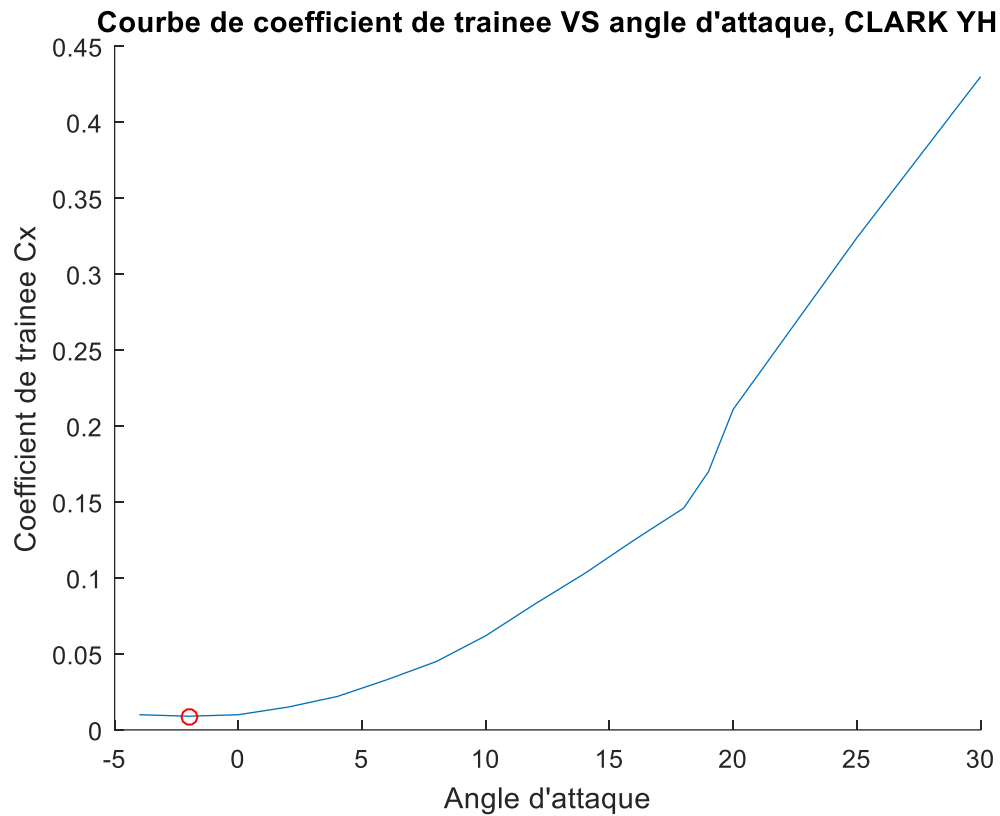


Figure 9 - CLARK YH - Courbes du coefficient de trainée C_x en fonction de l'angle d'attaque α

Valeur minimale C_{xmin} du coefficient de trainée

$C_{xmin} =$

0.0090

Courbe $f = C_z / C_x$ en fonction de l'angle d'attaque α

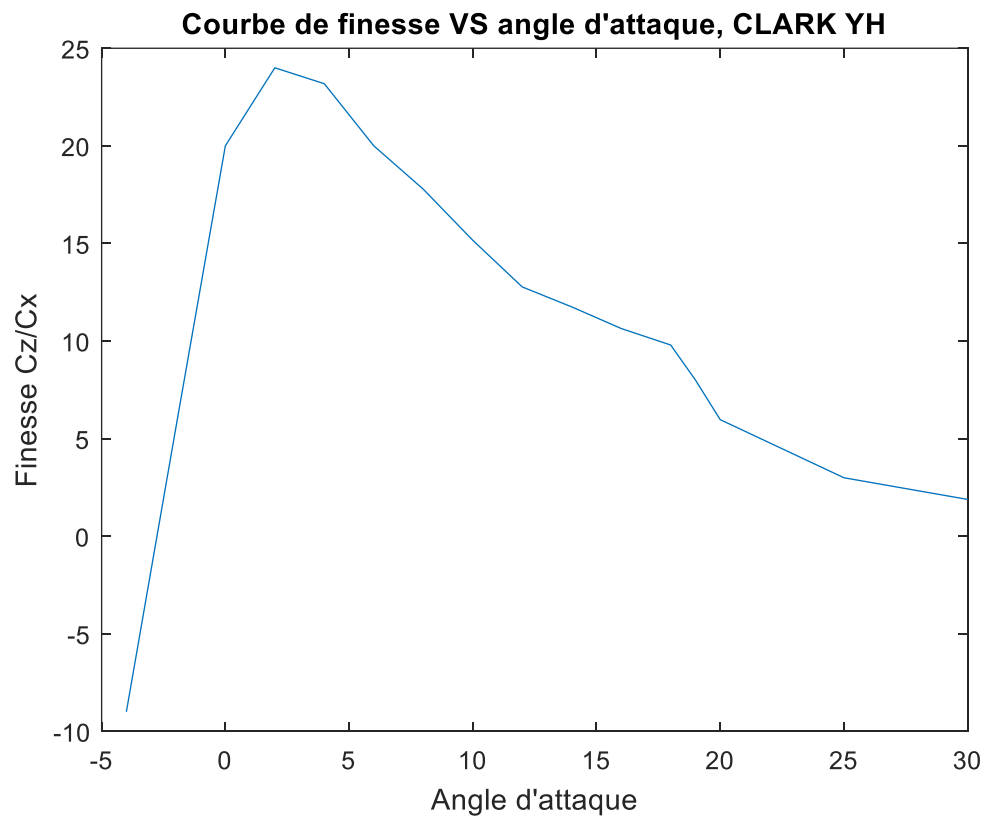


Figure 10 - CLARK YH - Courbe $f = C_z / C_x$ en fonction de l'angle d'attaque α

Valeur maximale de la finesse f_{max}

`finesseMax =`

`24`

Courbe Cz en fonction Cx (polaire du profil)

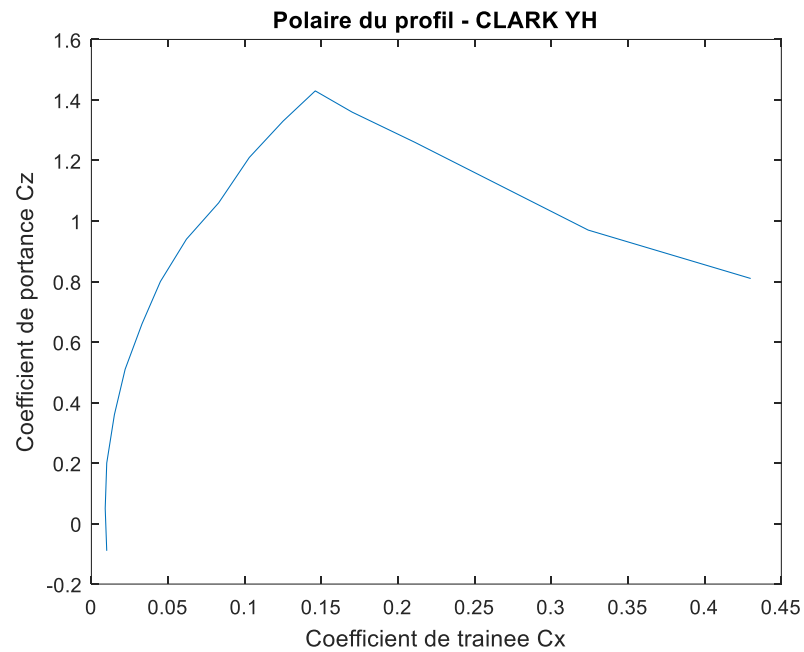


Figure 11 - CLARK YH - Courbe Cz en fonction Cx (polaire du profil)

Courbe du rapport $Cz^{3/2} / Cx$ en fonction de l'angle d'attaque α

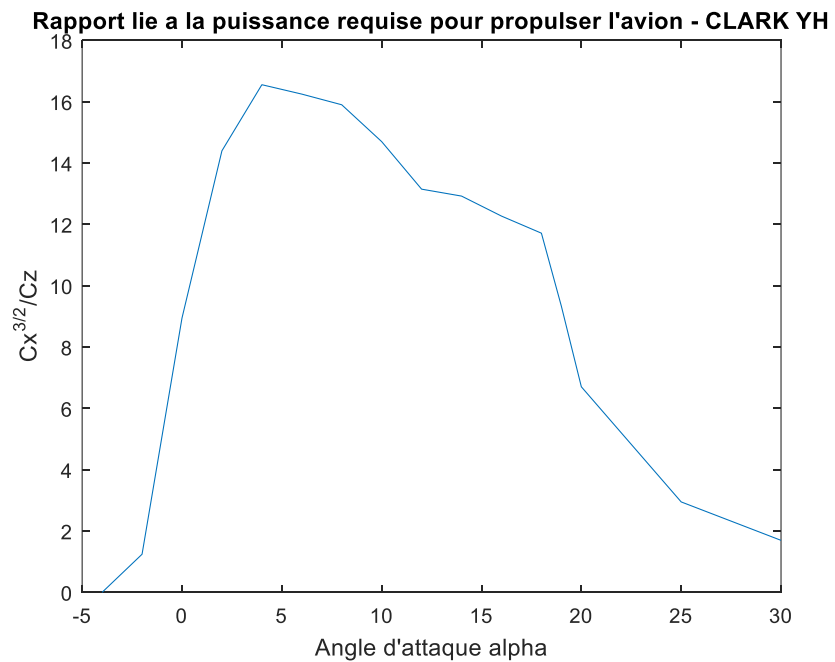


Figure 12 - CLARK YH - Courbe du rapport $Cz^{3/2} / Cx$ en fonction de l'angle d'attaque α

NACA 23018

Contour du profil

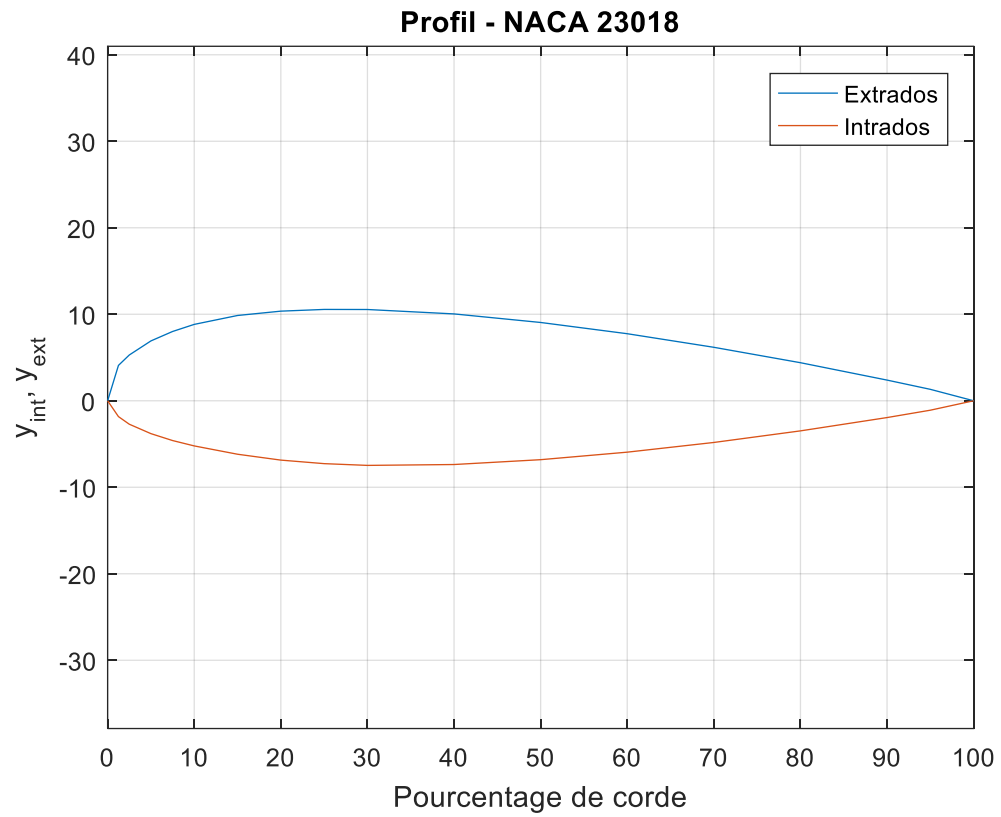


Figure 13 – NACA 23018 - Graphique du contour du profil

Épaisseur relative : **18.0%** de corde.

Coefficient de portance C_z en fonction de l'angle d'attaque α

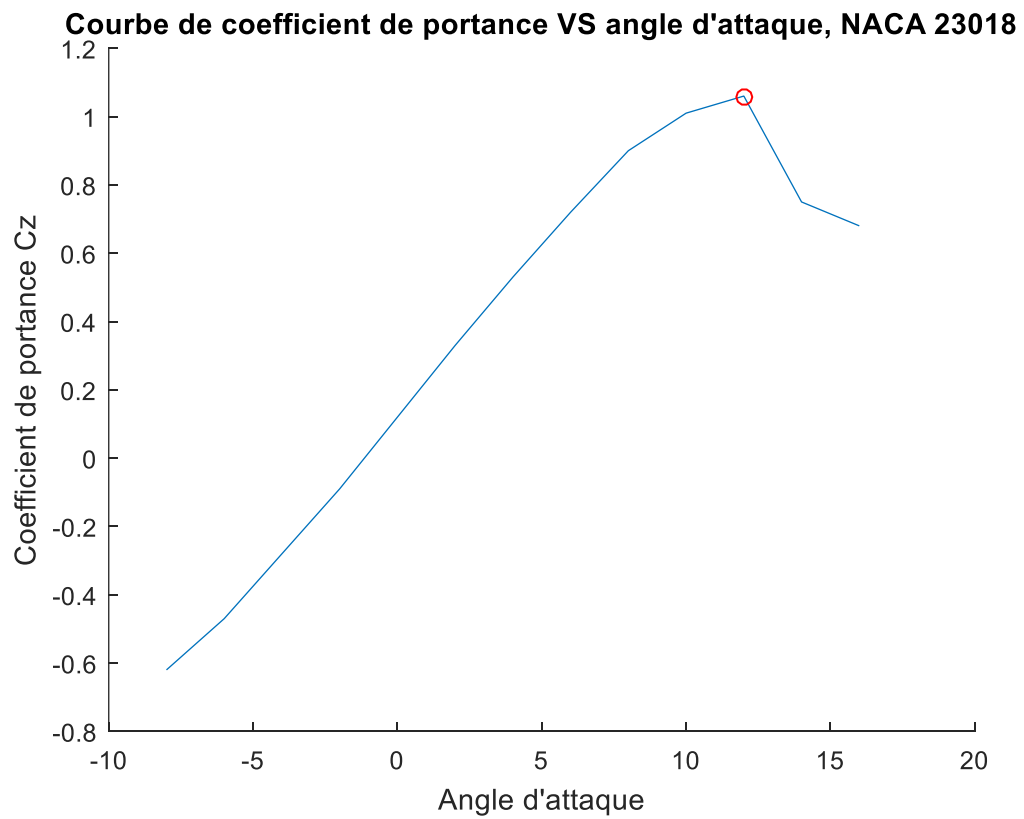


Figure 14 - NACA 23018 - Graphique du coefficient de portance C_z en fonction de l'angle d'attaque α

Valeur maximale C_{zmax} du coefficient de portance

$C_{zmax} =$

1.0600

Courbes du coefficient de trainée C_x en fonction de l'angle d'attaque α

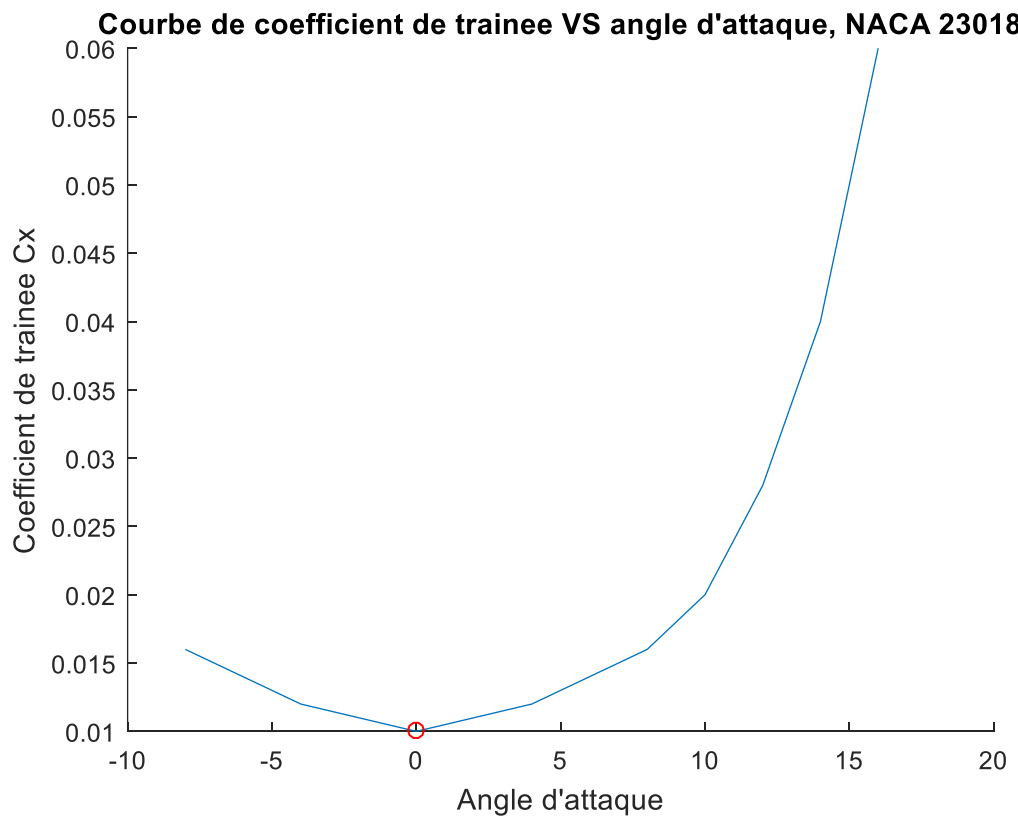


Figure 15 - NACA 23018 - Courbes du coefficient de trainée C_x en fonction de l'angle d'attaque α

Valeur minimale C_{xmin} du coefficient de trainée

$C_{xmin} =$

0.0100

Courbe $f = C_z / C_x$ en fonction de l'angle d'attaque α

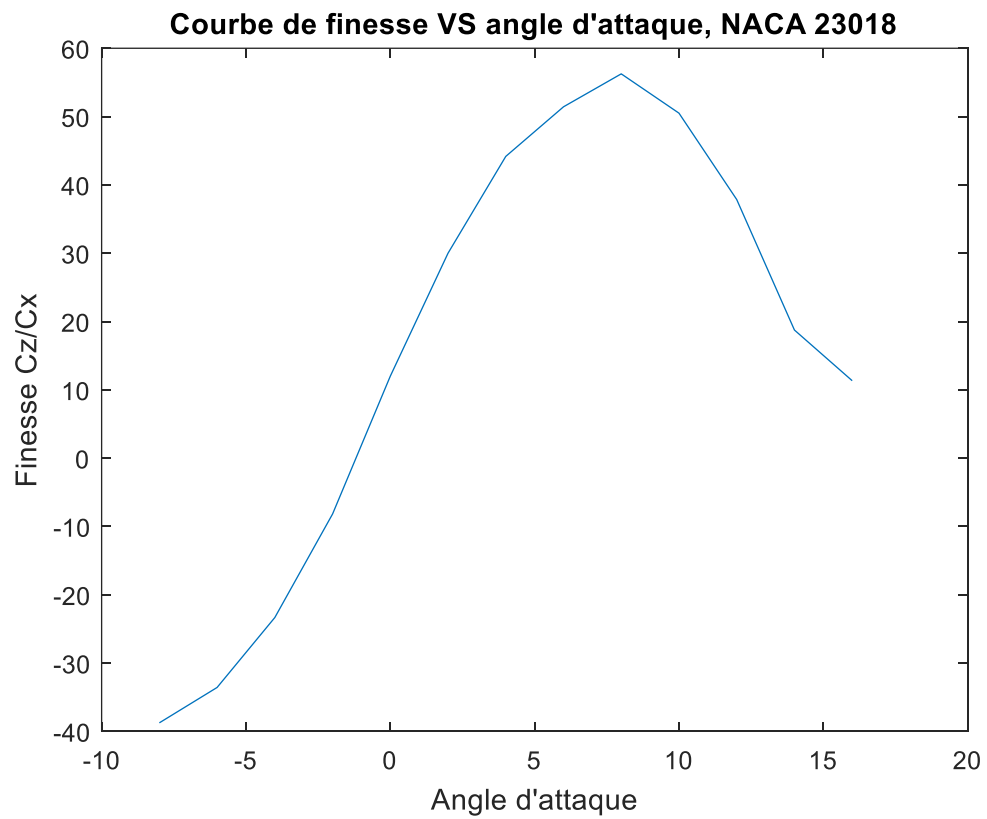


Figure 16 - NACA 23018 - Courbe $f = C_z / C_x$ en fonction de l'angle d'attaque α

Valeur maximale de la finesse f_{max}

`finesseMax =`

`56.2500`

Courbe Cz en fonction Cx (polaire du profil)

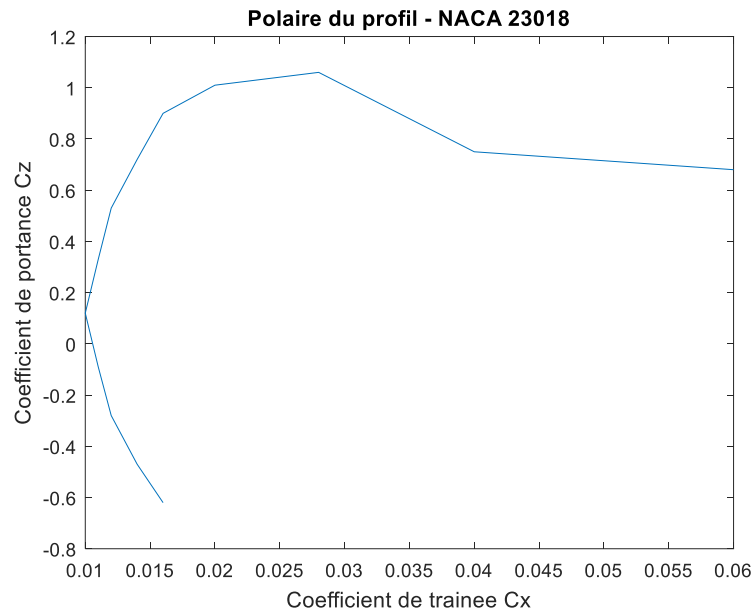


Figure 17 - NACA 23018 - Courbe Cz en fonction Cx (polaire du profil)

Courbe du rapport $C_z^{3/2} / C_x$ en fonction de l'angle d'attaque α

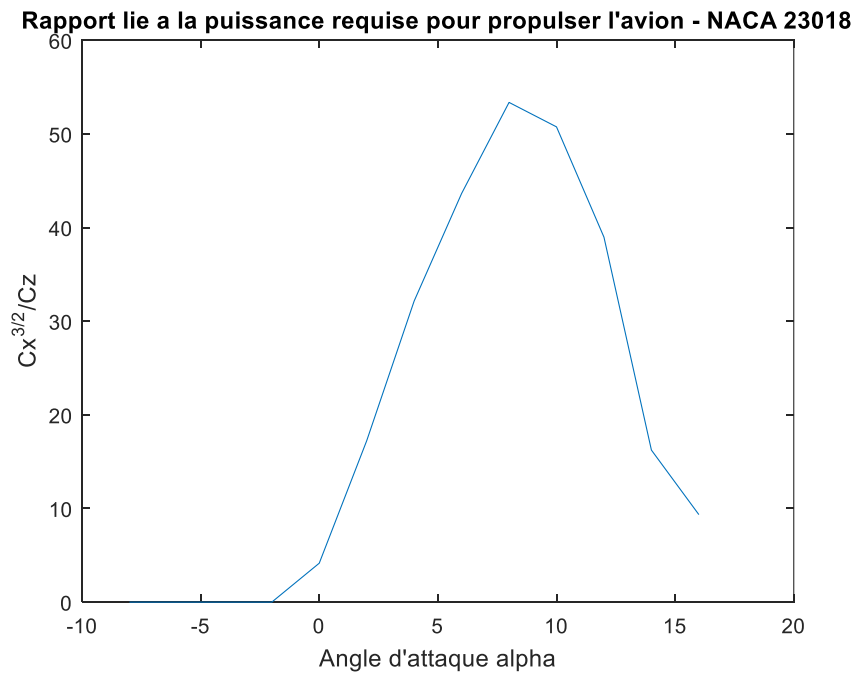


Figure 18 - NACA 23018 - Courbe du rapport $C_z^{3/2} / C_x$ en fonction de l'angle d'attaque α

Résumé des données

Profil	Epaisseur relative	Czmax	Cxmin	Czmax/Cxmin	Finesse max
RAF15	6.49%	1.22	0.008	152.5	26.66
CLARK YH	11.7%	1.43	0.009	158.9	24
NACA 23018	18.0%	1.06	0.01	106	56.25

Question 2

On peut d'abord étudier les épaisseurs relatives de chaque profil pour connaître le type d'avion qui leur est associé.

- **RAF15** : épaisseur relative = **6.49%** de corde
- **CLARK YH** : épaisseur relative = **11.7%** de corde
- **NACA 23018** : épaisseur relative = **18.0%** de corde

Avec ces simples données, on se rend compte que les trois profils sont associés à des avions bien différents. Le profil RAF15 est un profil **mince** qui convient aux avions de chasse. Le profil CLARK YH est un profil **semi-épais** qui convient aux avions de ligne. Enfin, le profil NACA 23018 est un profil **épais** qui convient aux avions de transport à basse vitesse.

Le **facteur de plage de vitesse** (C_{zmax}/C_{xmin}) du profil CLARK YH est le plus grand parmi les trois profils. En effet, c'est le profil universel, tandis que les profils RAF15 et NACA 23018 sont des profils taillés respectivement pour la grande vitesse et pour la basse vitesse.

On peut également comparer l'angle d'incidence α pour lequel la finesse est maximale sur chacun des profils, c'est-à-dire l'angle pour lequel l'aile a les meilleures performances aérodynamiques. On trouve cette valeur sur la graphique C_z/C_x en fonction de α :

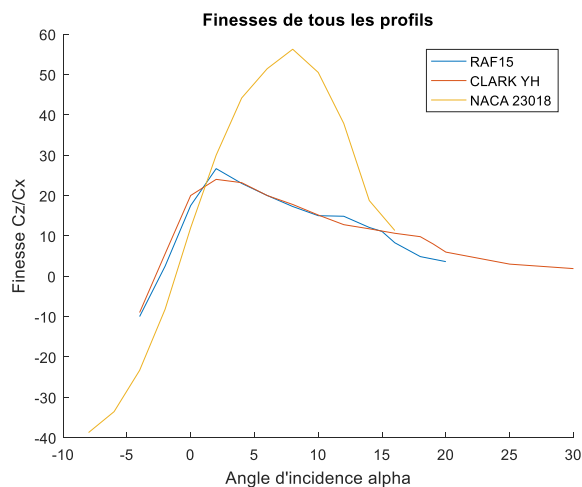


Figure 19 - Finesses de tous les profils

- **RAF15** : $\alpha=2^\circ$
- **CLARK YH** : $\alpha=2^\circ$
- **NACA 23018** : $\alpha=8^\circ$

Ceci s'explique par la forme de l'aile. En effet, pour les profils RAF15 et CLARK YH, l'intrados a une surface quasiment plane tandis que l'extrados présente une courbure. L'écoulement sur l'extrados est donc plus rapide que celui sur l'intrados, ce qui engendre une pression plus importante sur l'intrados ce qui génère la portance et ce avec un angle d'incidence relativement faible.

En revanche, pour le profil NACA 23018, l'extrados et l'intrados présentent une courbure très similaire. L'écoulement est donc quasiment identique sur l'intrados que sur l'extrados. Pour générer la portance, cela nécessite un angle d'incidence plus élevé de manière à rendre l'écoulement plus rapide sur l'extrados que sur l'intrados.

On peut aussi étudier le rapport lié à la puissance requise pour propulser l'avion.

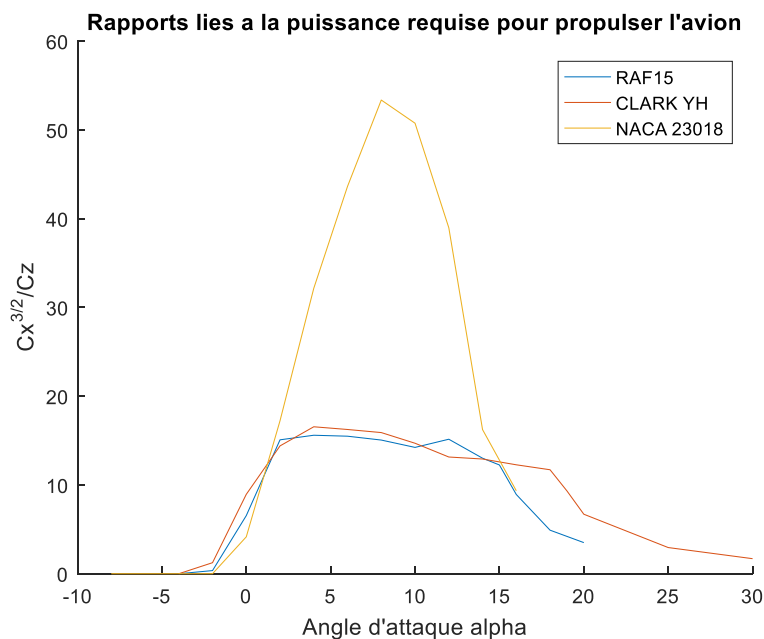


Figure 20 - Rapports liés aux puissances requises pour propulser les avions

Avec le graphique ci-dessus, on voit que le profil NACA 23018 nécessite beaucoup moins de puissance que les deux autres profils. Cela est dû à sa finesse très élevée qui lui confère une capacité particulière à rester en l'air, ce qui est logique puisque c'est un avion de transport à basse vitesse.

La comparaison des angles de décrochage peut aussi se révéler intéressante. Voici les valeurs, que l'on trouve sur le graphique Cz en fonction de α .

- **RAF15** : 15°
- **CLARK YH** : 18°
- **NACA 23018** : 12°

Le NACA 23018 a donc moins de liberté au niveau de l'angle d'attaque que les deux autres profils.

Conclusion

Un premier laboratoire intéressant qui nous a permis de reprendre en main le logiciel de calcul numérique Matlab tout en approfondissant nos connaissances sur l'aérodynamique et la mécanique de vol d'un avion. L'étude de différents profils d'aile et l'analyse qui a suivi nous a introduit la méthodologie à adopter lorsque l'on cherche à concevoir un avion. Les caractéristiques aérodynamiques d'une aile peuvent correspondre à des types d'avions très différents comme un avion de chasse léger ou un avion de transport de grosses charges. Une analyse pointue de ces caractéristiques est nécessaire afin de choisir l'aile qui donnera les meilleures performances aérodynamiques en fonction de l'objectif recherché.

ANNEXE – Code Matlab

```
clear all
close all
clc

%PROFIL RAF15
%%% CONTOUR DU PROFIL
BA = [0;1.25;2.5;5;7.5;10;15;20;30;40;50;60;70;80;90;95;100];
ext = [1.5;3.14;3.94;5;5.37;6.09;6.67;6.96;6.94;6.63;6.13;5.52;4.79;3.91;2.81;2.17;0.94];
int = [1.50;0.76;0.5;0.18;0.02;0.02;0.18;0.53;1.02;1.02;0.71;0.33;0.06;0.04;0.21;0.32;0.94];
figure('Name', 'Profil - RAF15');
plot(BA,[ext,int]);
title('Profil - RAF15');
xlabel('Pourcentage de corde');
ylabel('y_{int}, y_{ext}');
legend('Extrados', 'Intrados'); grid on ; box on; axis equal;

%%% COURBES CONCERNANT Alpha et Cz, Cz, et Cz/Cx
alpha = [-4:2:14,15,16,18,20]';
alpharaf15 = alpha;
Cz = [-0.14 ; 0.02; 0.14; 0.32; 0.46; 0.60; 0.76; 0.90; 1.04; 1.16; 1.22; 1.16; 1.02; 0.94];
Cx = [0.014; 0.008; 0.008; 0.012; 0.020; 0.030; 0.044; 0.060; 0.070; 0.096; 0.110; 0.140; 0.210; 0.260];

%Valeurs Czmax, Cxmin et Fmax
sprintf('Valeurs pour RAF15 : ')
epaisseur_max = max(ext-int)
[Czmax, idMax] = max(Cz)
[Cxmin, idMin] = min(Cx)
[finesseMax, idFMax] = max(Cz./Cx)
alphaMax = alpha(idFMax)
Fmax = Czmax/Cxmin

%GRAPHIQUES

figure('Name', 'Courbe de coefficient de portance VS angle d''attaque, RAF15');
hold on;
plot(alpha,Cz);
plot(alpha(idMax), Cz(idMax), 'or');
title('Courbe de coefficient de portance VS angle d''attaque, RAF15');
xlabel('Angle d''attaque');
ylabel('Coefficient de portance Cz');

figure('Name', 'Courbe de coefficient de trainee VS angle d''attaque, RAF15');
hold on;
plot(alpha,Cx);
plot(alpha(idMin), Cx(idMin), 'or');
title('Courbe de coefficient de trainee VS angle d''attaque, RAF15');
xlabel('Angle d''attaque');
```

```

ylabel('Coefficient de trainee Cx');

figure('Name', 'Courbe de finesse VS angle d''attaque, RAF15');
plot(alpha,Cz./Cx);
title('Courbe de finesse VS angle d''attaque, RAF15');
xlabel('Angle d''attaque');
ylabel('Finesse Cz/Cx');

%Polaire du profil
figure('Name', 'Polaire du profil - RAF15');
plot(Cx,Cz);
title('Polaire du profil - RAF15');
xlabel('Coefficient de trainee Cx');
ylabel('Coefficient de portance Cz');

%Rapport lie a la puissance requise pour propulser l'avion
figure('Name', 'Rapport lie a la puissance requise pour propulser l''avion - RAF15');
raf15 = Cz.^(3/2)./Cx;
plot(alpha,raf15);
title('Rapport lie a la puissance requise pour propulser l''avion - RAF15');
xlabel('Angle d''attaque alpha');
ylabel('Cx^{3/2}/Cz');

CxRAF15 = Cx;
CzRAF15 = Cz;
raf15_finesse = Cz./Cx;

%PROFIL CLARK YH
%%% CONTOUR DU PROFIL
BA = [0;1.25;2.5;5;7.5;10;15;20;30;40;50;60;70;80;90;95;100];
ext = [3.5;5.45;6.5;7.9;8.85;9.6;10.68;11.36;11.7;11.4;10.51;9.15;7.42;5.62;3.84;2.93;2.05];
int = [3.5;1.93;1.47;0.93;0.63;0.42;0.15;0.03;0;0;0;0.06;0.38;1.02;1.4;1.85];
figure('Name', 'Profil - CLARK YH');
plot(BA,[ext,int]);
title('Profil - CLARK YH');
xlabel('Pourcentage de corde');
ylabel('y_{int}, y_{ext}');
legend('Extrados', 'Intrados'); grid on ; box on; axis equal;

%%% COURBES CONCERNANT Alpha et Cz, Cz, et Cz/Cx
alpha = [-4:2:18,19,20,25,30]';
alphaclark = alpha;
Cz = [-0.09;0.05;0.2;0.36;0.51;0.66;0.8;0.94;1.06;1.21;1.33;1.43;1.36;1.26;0.97;0.81];
Cx = [0.01;0.009;0.01;0.015;0.022;0.033;0.045;0.062;0.083;.103;.125;.146;.170;.211;.324;.430];

%Valeurs Czmax, Cxmin et Fmax
sprintf('Valeurs pour CLARK YH : ')
epaisseur_max = max(ext-int)
[Czmax, idMax] = max(Cz)

```

```

[Cxmin, idMin] = min(Cx)
[finesseMax, idFMax] = max(Cz./Cx)
alphaMax = alpha(idFMax)
Fmax = Czmax/Cxmin

%GRAPHIQUES
figure('Name', 'Courbe de coefficient de portance VS angle d''attaque, CLARK YH');
hold on;
plot(alpha,Cz);
plot(alpha(idMax), Cz(idMax), 'or');
title('Courbe de coefficient de portance VS angle d''attaque, CLARK YH');
xlabel('Angle d''attaque');
ylabel('Coefficient de portance Cz');

figure('Name', 'Courbe de coefficient de trainee VS angle d''attaque, CLARK YH');
hold on;
plot(alpha,Cx);
plot(alpha(idMin), Cx(idMin), 'or');
title('Courbe de coefficient de trainee VS angle d''attaque, CLARK YH');
xlabel('Angle d''attaque');
ylabel('Coefficient de trainee Cx');

figure('Name', 'Courbe de finesse VS angle d''attaque, CLARK YH');
plot(alpha,Cz./Cx);
title('Courbe de finesse VS angle d''attaque, CLARK YH');
xlabel('Angle d''attaque');
ylabel('Finesse Cz/Cx');

%Polaire du profil
figure('Name', 'Polaire du profil - CLARK YH');
plot(Cx,Cz);
title('Polaire du profil - CLARK YH');
xlabel('Coefficient de trainee Cx');
ylabel('Coefficient de portance Cz');

%Rapport lie a la puissance requise pour propulser l'avion
figure('Name', 'Rapport lie a la puissance requise pour propulser l''avion - CLARK YH');
clark = Cz.^(3/2)./Cx;
plot(alpha,clark);
title('Rapport lie a la puissance requise pour propulser l''avion - CLARK YH');
xlabel('Angle d''attaque alpha');
ylabel('Cx^{3/2}/Cz');

CxCLARK = Cx;
CzCLARK = Cz;
clark_finesse = Cz./Cx;

%PROFIL NACA 23018
BA = [0; 1.25; 2.5; 5.0; 7.5; 10; 15; 20; 25; 30; 40; 50; 60; 70; 80; 90; 95; 100];

```



```

ext = [0; 4.09; 5.29; 6.92; 8.01; 8.83; 9.86; 10.36; 10.56; 10.55; 10.04; 9.05; 7.75; 6.18; 4.40; 2.39; 1.32; 0];
int = -[0; 1.83; 2.71; 3.80; 4.60; 5.22; 6.18; 6.86; 7.27; 7.47; 7.37; 6.81; 5.94; 4.82; 3.48; 1.94; 1.09; 0];

figure('Name', 'Profil - NACA 23018');
plot(BA, [ext, int]);
title('Profil - NACA 23018');
xlabel('Pourcentage de corde');
ylabel('y_{int}, y_{ext}');
legend('Extrados', 'Intrados'); grid on ; box on; axis equal;

alpha = [-8:2:16]';
alphanaca = alpha;
Cz = [-0.62 ; -0.47; -0.28; -0.09; 0.12; 0.33; 0.53; 0.72; 0.90; 1.01; 1.06; 0.75; 0.68];
Cx = [0.016 ; 0.014; 0.012; 0.011; 0.010; 0.011; 0.012; 0.014; 0.016; 0.020; 0.028; 0.040; 0.060];

%Valeurs Czmax, Cxmin et Fmax
sprintf('Valeurs pour NACA 23018 : ')
epaisseur_max = max(ext-int)
[Czmax, idMax] = max(Cz)
[Cxmin, idMin] = min(Cx)
[finesseMax, idFMax] = max(Cz./Cx)
alphaMax = alpha(idFMax)
Fmax = Czmax/Cxmin

%%GRAPHIQUES
figure('Name', 'Courbe de coefficient de portance VS angle d''attaque, NACA 23018');
hold on;
plot(alpha,Cz);
plot(alpha(idMax), Cz(idMax), 'or');
title('Courbe de coefficient de portance VS angle d''attaque, NACA 23018');
xlabel('Angle d''attaque');
ylabel('Coefficient de portance Cz');

figure('Name', 'Courbe de coefficient de trainee VS angle d''attaque, NACA 23018');
hold on;
plot(alpha,Cx);
plot(alpha(idMin), Cx(idMin), 'or');
title('Courbe de coefficient de trainee VS angle d''attaque, NACA 23018');
xlabel('Angle d''attaque');
ylabel('Coefficient de trainee Cx');

figure('Name', 'Courbe de finesse VS angle d''attaque, NACA 23018');
plot(alpha,Cz./Cx);
title('Courbe de finesse VS angle d''attaque, NACA 23018');
xlabel('Angle d''attaque');
ylabel('Finesse Cz/Cx');

%Polaire du profil
figure('Name', 'Polaire du profil - NACA 23018');
plot(Cx,Cz);

```

```

title('Polaire du profil - NACA 23018');
xlabel('Coefficient de trainee Cx');
ylabel('Coefficient de portance Cz');

%Rapport lie a la puissance requise pour propulser l'avion
figure('Name', 'Rapport lie a la puissance requise pour propulser l''avion - NACA 23018');
naca = Cz.^(3/2)./Cx;
plot(alpha,naca);
title('Rapport lie a la puissance requise pour propulser l''avion - NACA 23018');
xlabel('Angle d''attaque alpha');
ylabel('Cx^{3/2}/Cz');

CxNACA = Cx;
CzNACA = Cz;
naca_finesse = Cz./Cx;

%GRAPHS CONFONDUS

figure('Name', 'Finesses de tous les profils');
hold on;
plot(alpharaf15,raf15_finesse);
plot(alphaclark,clark_finesse);
plot(alphanaca,naca_finesse);
legend('RAF15', 'CLARK YH', 'NACA 23018');
title('Finesses de tous les profils');
xlabel('Angle d''incidence alpha');
ylabel('Finesse Cz/Cx');

figure('Name', 'Polaires de tous les profils');
hold on;
plot(CxRAF15,CzRAF15);
plot(CxCLARK,CzCLARK);
plot(CxNACA,CzNACA);
legend('RAF15', 'CLARK YH', 'NACA 23018');
title('Polaire du profil - TOUT');
xlabel('Coefficient de trainee Cx');
ylabel('Coefficient de portance Cz');

figure('Name', 'Rapports lies a la puissance requise pour propulser l''avion');
hold on;
plot(alpharaf15,raf15);
plot(alphaclark,clark);
plot(alphanaca,naca);
legend('RAF15', 'CLARK YH', 'NACA 23018');
title('Rapports lies a la puissance requise pour propulser l''avion');
xlabel('Angle d''attaque alpha');
ylabel('Cx^{3/2}/Cz');

```