

Pales d'hélice du moteur d'avion diesel

Ing. Petr Liškář, Ústav letadlové techniky, FS ČVUT v Praze

Résumé

Cet article aborde le sujet de la conception d'une pale d'hélice à haute efficacité pour un moteur d'avion diesel. Une nouvelle gamme de profils à portance élevé pour les pales est introduite. Détermination de la circulation optimale au long de l'envergure d'une pale a permis d'estimer la géométrie élémentaire, ensuite la méthode de détermination des caractéristiques aérodynamiques par la théorie des surfaces portantes, qui a donné des résultats les plus fiables, nous a permis d'évaluer les caractéristique d'une hélice entière. En outre, la charge du moteur est estimée, la plage des régimes de fonctionnement optimal de l'hélice est présentée, et enfin, une comparaison des résultats obtenu en utilisant les deux solutions analytiques et numérique à l'aide du logiciels de simulation Fluent y est présentée.

Mots-clés

Pale, hélice, diesel, l'avion, profil, coefficient de poussée, coefficient de puissance, paramètre d'avancement, portance, incidence,

1. Introduction

Coopération parmi le Département de génie aérospatiale de l'Université technique tchèque de Prague et une société privée a déterminé la demande pour le développement d'une nouvelle hélice à haute efficacité, qui conviendrait mieux aux caractéristiques spécifiques d'un moteur diesel turbocompressé et qui serait une alternative aux hélices qui sont actuellement disponible sur le marché.

En raison de la nature de groupe motopropulseur, au lieu de modifier l'une des hélices existante, nous avons consacré notre l'effort aux études de la conception d'une nouvelle hélice depuis le début. Ceci comprenait développement d'une nouvelle gamme des profils. On a supposé que cette approche répond le mieux aux exigences de commanditaire.

2. Portée du projet

L'objectif principal consistait d'avoir trouvé la forme d'une pale d'hélice qui aurait garanti la meilleur efficacité dans les domaines de vol sélectionnés, tout en respectant les performances du moteur.

Le résultat de ce projet est un modèle en trois dimension disposant des caractéristiques aérodynamiques voulues, ses coordonnées uniques et la documentation associé. L'un des éléments particulièrement demandé était le calcul des courbes de charges du moteur. Démonstration de bonne coopération de l'ensemble moteur – hélice a été donc très délicat.

3. Notions sur les caractéristiques du moteur

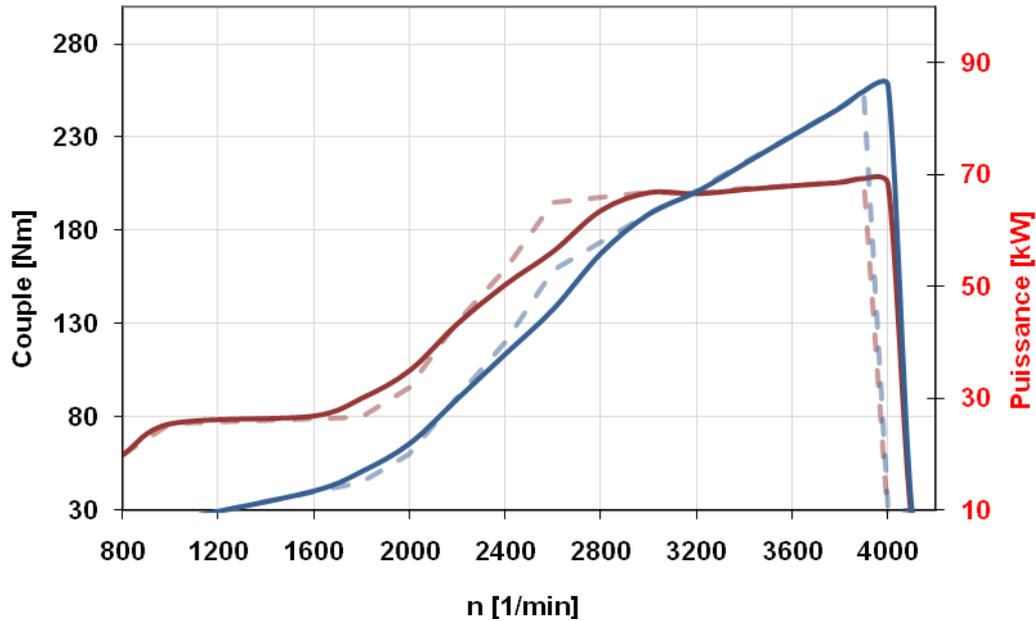
Depuis des années, pour des raisons de manque de puissance, l'installation d'un moteur diesel dans un avion restait très rare jusqu'aux nos jours. Aujourd'hui, même avec ce type de carburant on est capables d'obtenir des performances intéressantes, notamment au niveau de consommation.

Notre moteur particulier dispose d'une puissance de 85kW. La vitesse maximale du moteur a été initialement fixé à parrainer $3900\text{tr}\cdot\text{min}^{-1}$, lors de la conception la vitesse légèrement

augmenté jusqu'à 4000tr.min^{-1} . Il s'agit d'une unité turbocompressé, dont les performances sont assurées à partir du sol jusqu'à 3000 mètres d'altitudes.

Une caractéristique spécifique de ce moteur par rapport à ses adversaires essence c'est la plage des vitesses utilisables, même que le couple spécifique, ce qui est clairement visible dans la figure *Img.1*.

Paramètres du moteur diesel



Img. 1- Les courbes de puissance et du couple

4. Paramètres de conception d'une hélice

La première étape de la conception est peut-être l'une des plus importantes. Elle consiste de la sélection du régime approprié, dans lequel notre futur l'avion se déplacerait le plus fréquemment. Nous avons sélectionné la vitesse de croisière $v_C=210 \text{km.h}^{-1}$. Également, anticipant que les moteurs et les hélices seront installés surtout dans les avions ULM, la condition limitant le nombre de Mach à $M_{\max}=0,7$ a été établie. Autres paramètres de conception se trouvent dans le tableau *Tab.1*.

Tab. 1 – Paramètres de conception du moteur, réducteur et de l'hélice

Moteur				Réducteur		Hélice			
P_{\max} [kW]	$P_{\max-t}$ [kW]	n_{\max} [min^{-1}]	$n_{\max-t}$ [min^{-1}]	Z_r [-]	η [-]	n_p [min^{-1}]	d_{\max} [mm]	λ_p	C_p
85	77	4000	3550	1,48	0,98	2400	1750	0,79	0,052

4.1 La gamme des profils

Tab. 2 – Les coordonnées du profil Sokolov

x	y
1.000000	0.007000
0.950000	0.018550

0.900000	0.030100
0.800000	0.049200
0.700000	0.066300
0.600000	0.080400
0.500000	0.090500
0.400000	0.095600
0.300000	0.092200
0.250000	0.088250
0.200000	0.081800
0.150000	0.070850
0.100000	0.058400
0.075000	0.049680
0.050000	0.038950
0.025000	0.025230
0.012500	0.016110
0.000000	0.000000
0.000000	0.000000
0.012500	-0.007890
0.025000	-0.008770
0.050000	-0.007050
0.075000	-0.005330
0.100000	-0.001100
0.150000	0.005350
0.200000	0.011300
0.250000	0.017250
0.300000	0.022700
0.400000	0.032600
0.500000	0.038500
0.600000	0.038400
0.700000	0.034300
0.800000	0.025200
0.900000	0.014100
0.950000	0.007050
1.000000	0.000000

4.2 Sélection

L'étape suivante comprend le choix du profil. Parmi des nombreuses variantes, on a choisi le profil de type Sokolov pour devenir notre profil de base. Étant adapté aux nombres de Reynolds faibles, ce profil a démontré des valeurs promettant de la finesse maximale, le coefficient de portance élevé et une large gamme des incidences accessible comprenant la résistance au décrochage. Les coordonnées du profil sont présentées dans le tableau Tab. 2. Ce profil a été considérablement modifié.

4.3 Modifications

Grâce au programme QFLR5 [1], qui n'est qu'une autre modification de l'ancien XFOIL 6.94, on a tout d'abord raffiné l'ancien profil et ensuite on l'a divisé à 257 panneaux en totale. L'opération été suivi par augmentation de la cambrure de sa corde moyenne jusqu'à 7% dans la moitié du corde et l'épaisseur maximale a été corrigé à 7% également dans le quartier du profil. Radius de bord d'attaque accroît légèrement afin d'améliorer la résistance au décrochage. En même temps, la finesse maximale s'est déplacée vers les valeurs du coefficient de portance plus élevées.

Après avoir vérifié la distribution des vitesses locales autour des profils critiques, quelques corrections mineurs ont été faites à la géométrie par une méthode inverse et enfin, la vérification finale et les calculs des caractéristiques aérodynamiques du nouveau profil FOX, qui devenait la base d'une nouvelle gamme des profils d'hélices.

4.4 Fonction d'épaisseur

Le profil d'une pale d'hélice malheureusement varie dans chaque section. Il y a de différence dans l'épaisseur relative, mais aussi dans les cambrures de cordes moyennes. Il a fallu donc coupler les valeurs au long de l'envergure de la pale avec celle de profil de base en quelque sorte.

Dans la section plus près du pied de pale d'hélice, laquelle est attachée au moyeu, il est indispensable de prévoir une épaisseur structurale suffisante, tandis que le bout de pale subit des effets des ondes de chocs notamment au décollage de l'avion, ce que produit la traîné et le bruit gênant. Les exigences sont très contradictoires et de plus, il faut tenir compte la masse totale et la structure. Les conditions limites résultent dans les données dans le tableau Tab. 3.

Tab. 3 – Conditions limites pour la fonction d'épaisseur

r [-]	t [%]
0.25	25
0.2	20
0.6	10
0.8	9
1	7

En introduisant les coordonnées sans dimensions, on peut démontrer qu'entre 0.25 et 0.8 de rayon de pale, la courbe de la fonction d'épaisseur est à proximité de la forme d'une hyperbole, alors qu'à la fin la forme devient parabolique. Le polynôme de 5-ième degré ci-dessous, décrit la fonction complètement.

$$t = 0,0742x^5 + 0,407x^4 - 2,4288x^3 + 3,7322x^2 - 2,3448x + 0,63 \quad (1)$$

4.5 Cambrure de la corde moyenne

Étant limité par le nombre de Mach fixé à 0.7 pour des raisons de bruit, on s'est concentré sur telle zone d'envergure, où la pale produise le plus d'effort. Le but c'était d'optimiser cette section de façon que on ne soit pas obligé y augmenter l'incidence. Similaire à la fonction d'épaisseur, il ne faut pas oublié d'éviter que les ondes de chocs se produisent au bout de la pale et qu'il faut que la transition dans le pied s'effectue en douceur. Respectant les résultats des calculs, deux conditions limites ont été définies dans le tableau Tab. 4.

Tab. 4 – Conditions limites pour répartition de la cambrure des profils au long du rayon d'hélice

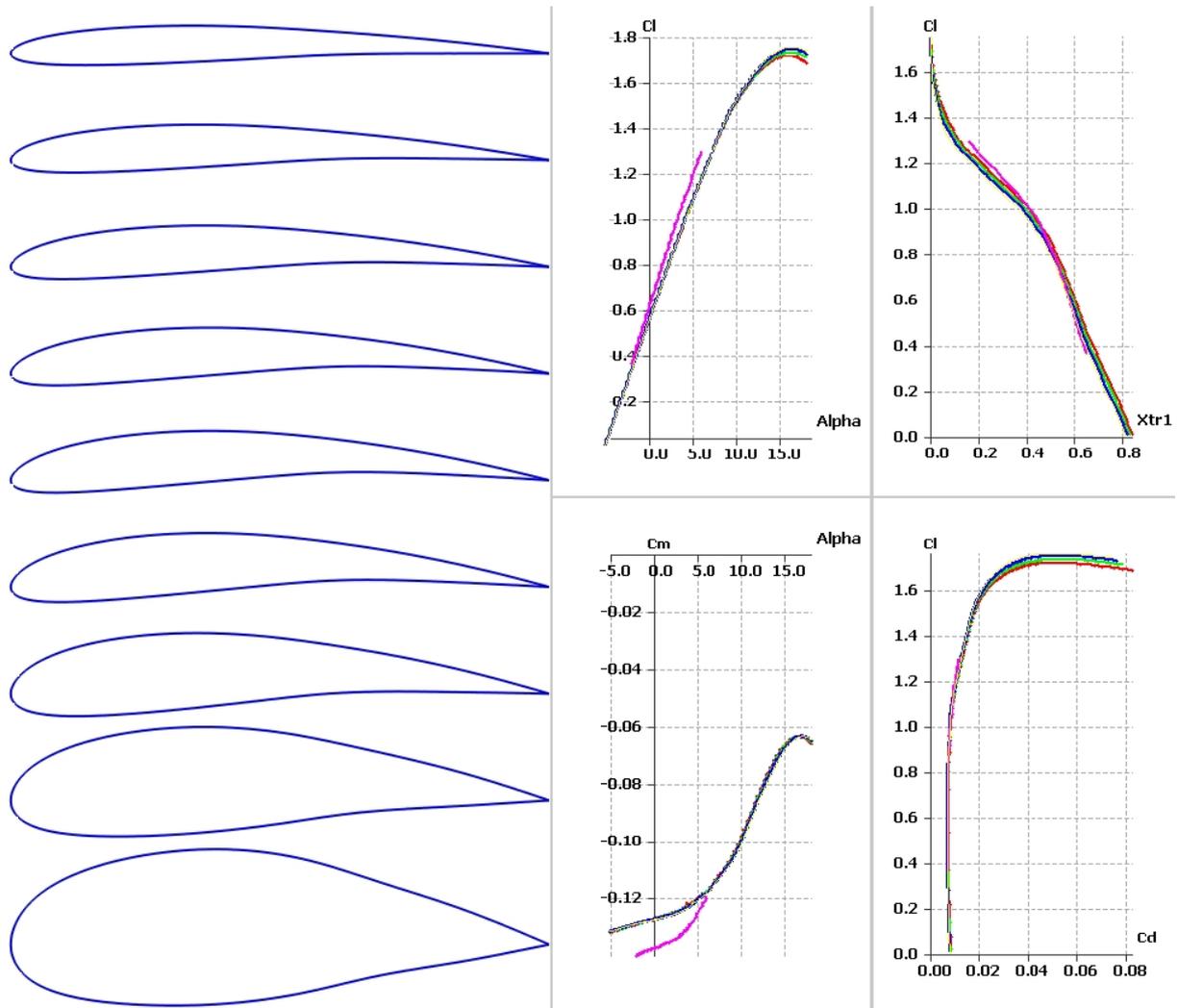
r [-]	p %
0.5	5,0
1	2,0

Pour faciliter les choses, on défini le cours des cambrures de cordes par le polynôme de 4-ième degré ci-dessous.

$$p = 0,0853x^4 - 0,1039x^3 - 0,1523x^2 + 0,1909x \quad (2)$$

4.6 La gamme de profils FOX

L'image Img. 2 nous présente la gamme de profils FOX résultante. La conception a respecté la procédure introduit. À droite, certaines caractéristiques aérodynamiques importantes sont affichées.



Img. 2 – La gamme des profils FOX et ses caractéristiques aérodynamiques dans la section numéro 6

5. Géométrie de la pale d'hélice

5.1 Circulation optimale

Dans le chapitre contenant les paramètres de conception nous avons défini des nombreuses données majeures, lesquelles sont considérées constantes. Cette phase constitue tout d'abord de résolution de problème de la circulation autour de la pale. C'est à dire, pour les données qu'on a, il faut qu'on retrouve tel répartition de circulation Γ , qui, pour le paramètre d'avancement λ et le coefficient de puissance c_p correspondant, nous aurait garanti la meilleure efficacité possible [2]. Autrement dit, ayant un coefficient de poussé c_t constant, on cherche un coefficient de puissance c_p maximale en modifiant la circulation Γ . Pour un seul coefficient de puissance n'existe qu'une seule distribution de circulation convenable, qui satisfait la condition d'efficacité maximale [2]. Ce calcul a été programmé et mis en œuvre à l'aide de logiciel MATLAB®.

Ensuite, nous définissons l'incidence de profils dans chaque section et la longueur de corde de profil dans chaque section, tout en respectant la circulation optimale. Mais cela, c'est le sujet de chapitre suivant.

5.2 Géométrie

En accord avec la gamme de profils choisis, il est préférable de choisir l'incidence qui est près de la finesse maximale.

$$\gamma = \frac{c_x}{c_y} \rightarrow \min \quad (3)$$

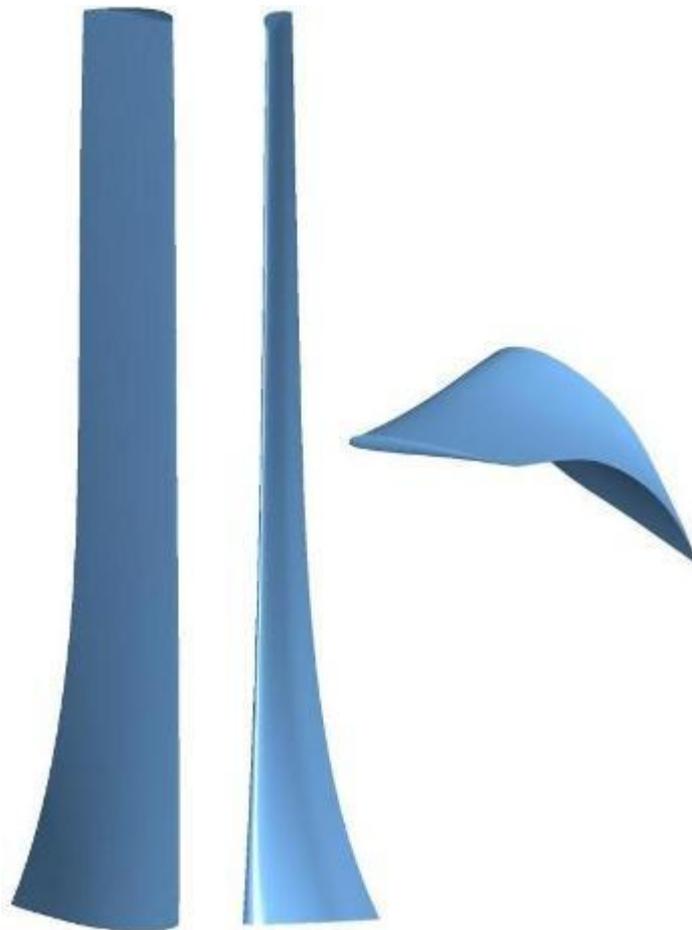
Ce processus est extrêmement délicat pour le succès de notre projet. Vers le bout de la pale il ne faut absolument pas oublier tenir compte les effets de la compressibilité de l'air et de vérifier le nombre de Mach critique. La corde de profil sans dimension est ensuite établie selon la formule suivante :

$$\bar{b} = \frac{2\bar{\Gamma}}{w_1 c_y} \quad (4)$$

Longueur de la corde réelle prend la forme :

$$b = \frac{4\pi}{z} R \bar{b} \quad (5)$$

Malgré la croyance populaire, le vrillage de pale n'est que la résultante de somme des incidences locaux et du calage de profils φ .



Img. 3 – La pale d'hélice FOX 3079

Les profils obtenus ont maintenant les dimensions réelles. Ils sont alignés et vrillés autour de l'axe neutre. Malheureusement, on s'aperçoit, que le bord de fuite n'est pas une courbe discrète, mais une courbe quelconque, ayant plusieurs points d'inflexion. Bord d'attaque, il aussi est un peu éloigné de sa forme idéale, parce que la flèche augmente au pied de pale non pas vice-versa.

En conséquence, on doit retravailler les positions relatives des profils de telle sorte, que l'angle de flèche augmente légèrement vers le bout et que l'axe neutre reste perpendiculaire avec l'axe de rotation le plus possible, pour de raison des forces centrifuges immense. Bord fuite est divisé et remplacé par deux courbes discrètes, ce qui de nouveau affecte la corde de chaque profil et la répartition de portance et de circulation.

Ce dernière pas il faut donc répéter plusieurs fois, afin d'obtenir la forme qui représente un bon compromis entre la forme acceptable et répartition de circulation idéale. Il faut effectuer des contrôles constamment.

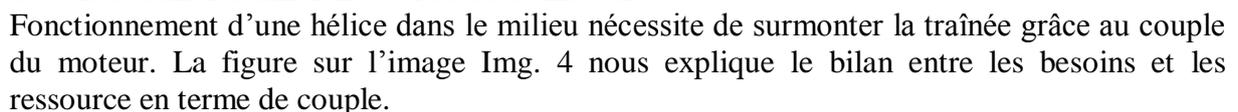
6. Solution analytique des performances

On besoin de déterminer les caractéristiques aérodynamiques d'hélice complet. Au début, on a commencé avec une méthode de Locke simplifié [3], pour obtenir des résultats rapides. Puis une solution plus sophistiqué, consistant de la théorie du vortex établie par l'application de la théorie des surfaces portantes a été mise en place. Les calculs très lourds ont été résolus par le logiciel VortexPro 1.0 [4].

Les résultats semblent être très fiable et ils se trouvent très proche des valeurs de conception de base. Connaissance la dépendance du coefficient de poussé c_t et coefficient de puissance c_p sur le paramètre d'avancement λ nous donne tout le nécessaire pour les calculs de performances.

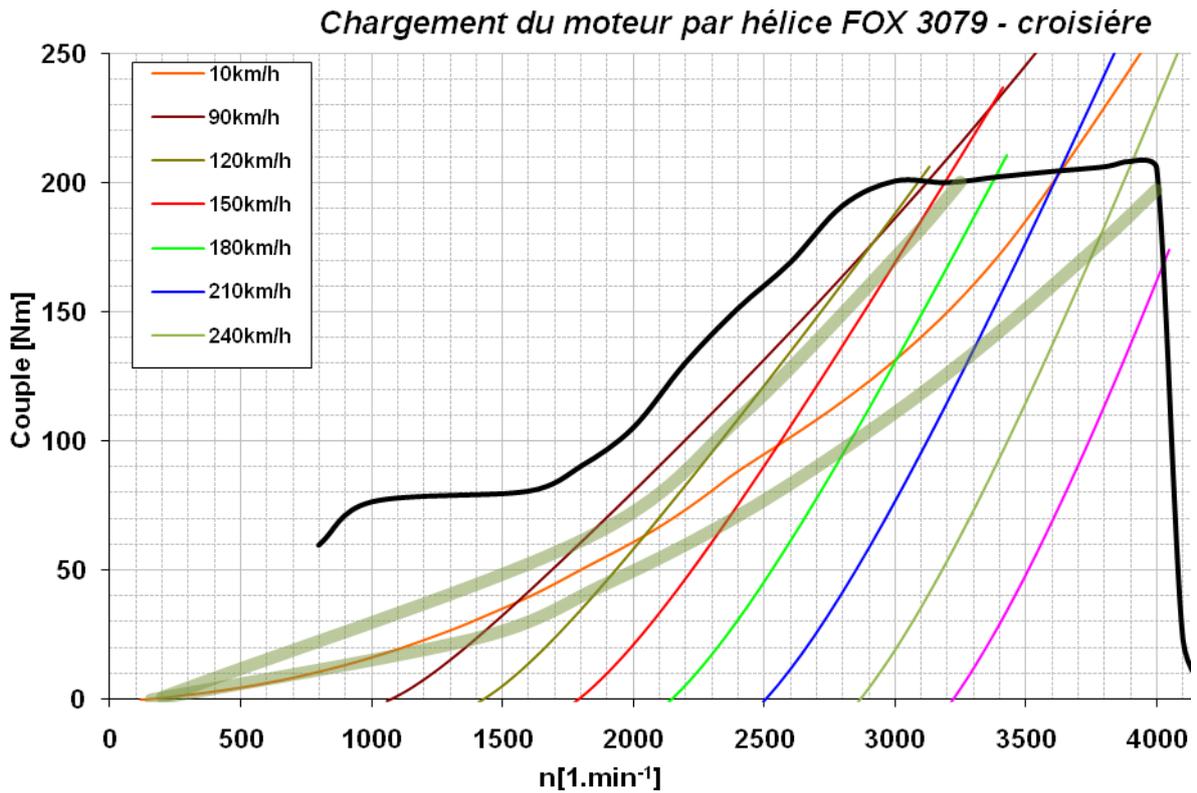
6.1 Charge du moteur

L'une des exigences fondamentales de commanditaire était l'évaluation de charges provoquées par l'hélice qui s'applique sur le réducteur et le moteur dans des divers domaines de vols et dans les différentes vitesses de moteur.

Fonctionnement d'une hélice dans le milieu nécessite de surmonter la traînée grâce au couple du moteur. La figure sur l'image  nous explique le bilan entre les besoins et les ressources en terme de couple.

La zone entre la ligne noire, bordant les caractéristiques du moteur à plein gaz et les lignes en couleurs, représentant la demande de l'hélice à vitesse constante, est une espèce de marge laquelle on aura besoin lors de l'augmentation de vitesse sera demandé. Cette réserve devrait être suffisante mais pas excessive, puisque le but est aussi d'utiliser le couple du moteur de façon raisonnable.

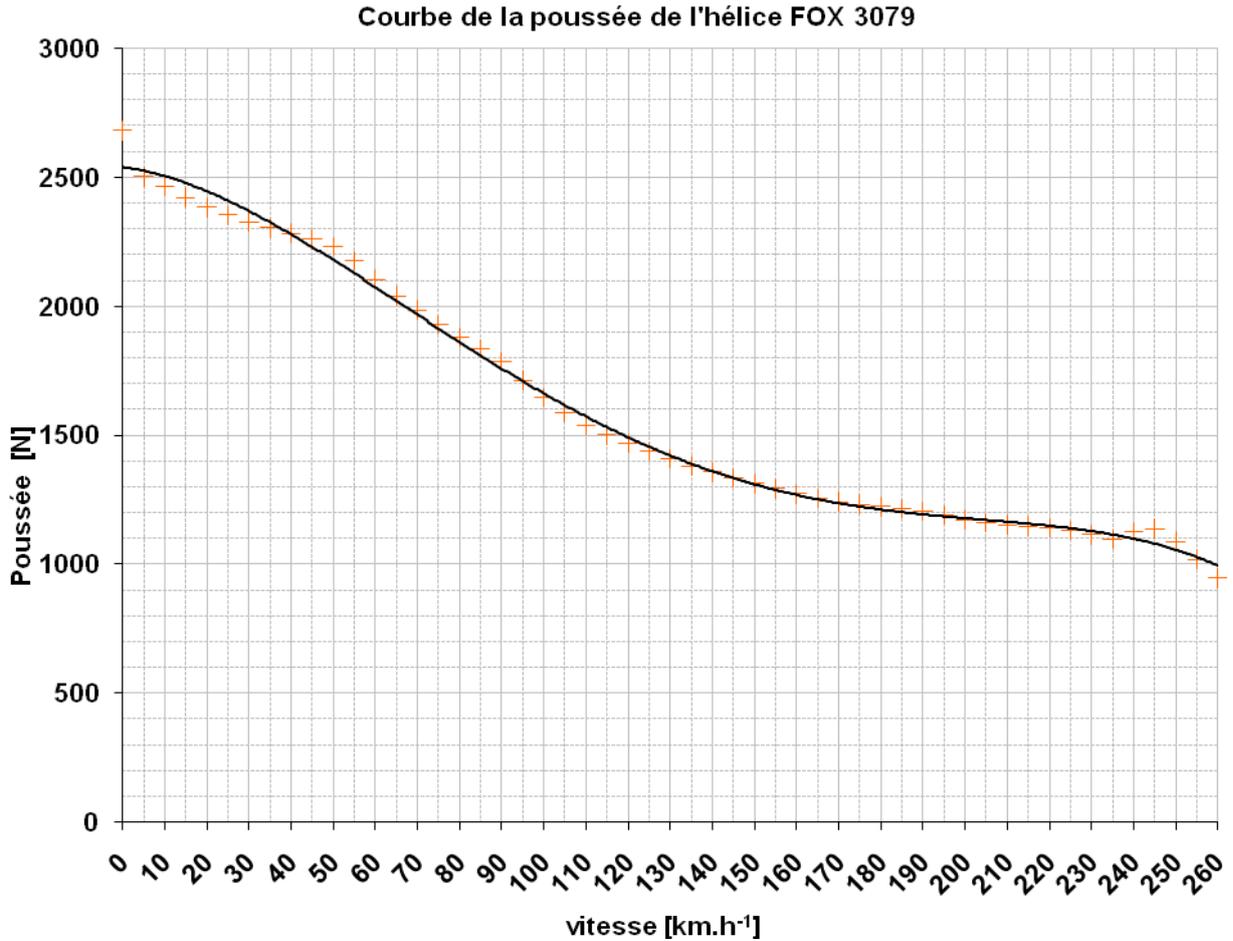
Il est parfaitement clair, qu'avec cette hélice même à calage fixe, on est capable de réaccélérer à chaque instant quel que soit le régime du moteur. C'est une caractéristique considérablement désiré dans les phases de vols critique, par exemple dans le cas d'atterrissage interrompue. La ligne épaisse verte limite la plage d'efficacité optimale de l'hélice.



Img. 4 – Charge du moteur produit par l'hélice FOX 3079

6.2 Courbe de la poussé

L'image *Img. 5* nous présente une courbe de la poussée d'hélice FOX 3079 traditionnelle, à calage normale 0° . Cette hélice est prévu pour la vitesse de croisière de 210km/h et la poussé statique est au niveau de 2500N, ce qui est une valeur très satisfaisante.



Img. 5 – Courbe de la poussée

7. Solution numérique

Pour des raisons de vérification des résultats, la solution numérique dans un logiciel de simulation d'écoulement Fluent a été mise en œuvre. Le modèle d'une pale a été exporté dans logiciel Gambit pour créer le maillage. Volume de contrôle a pris la forme d'un secteur de cylindre contenant une seule pale située dans le milieu. Les autres pales et le reste du milieu sont remplacés à l'aide de la loi de symétrie.

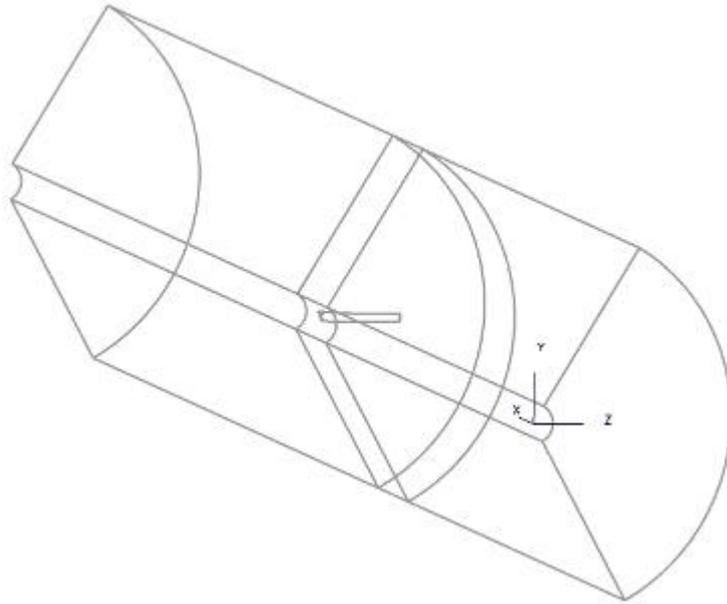
Il fallait plus que 6000 itérations avant d'atteindre le flux stationnaire autour de l'hélice. Le calcul est très lourd, puisqu'il contient les effets de viscosité et compressibilité de l'air. La solution est donc complexe et prends beaucoup de temps.

Dimension du volume de contrôle (en multiples de diamètre de l'hélice d)

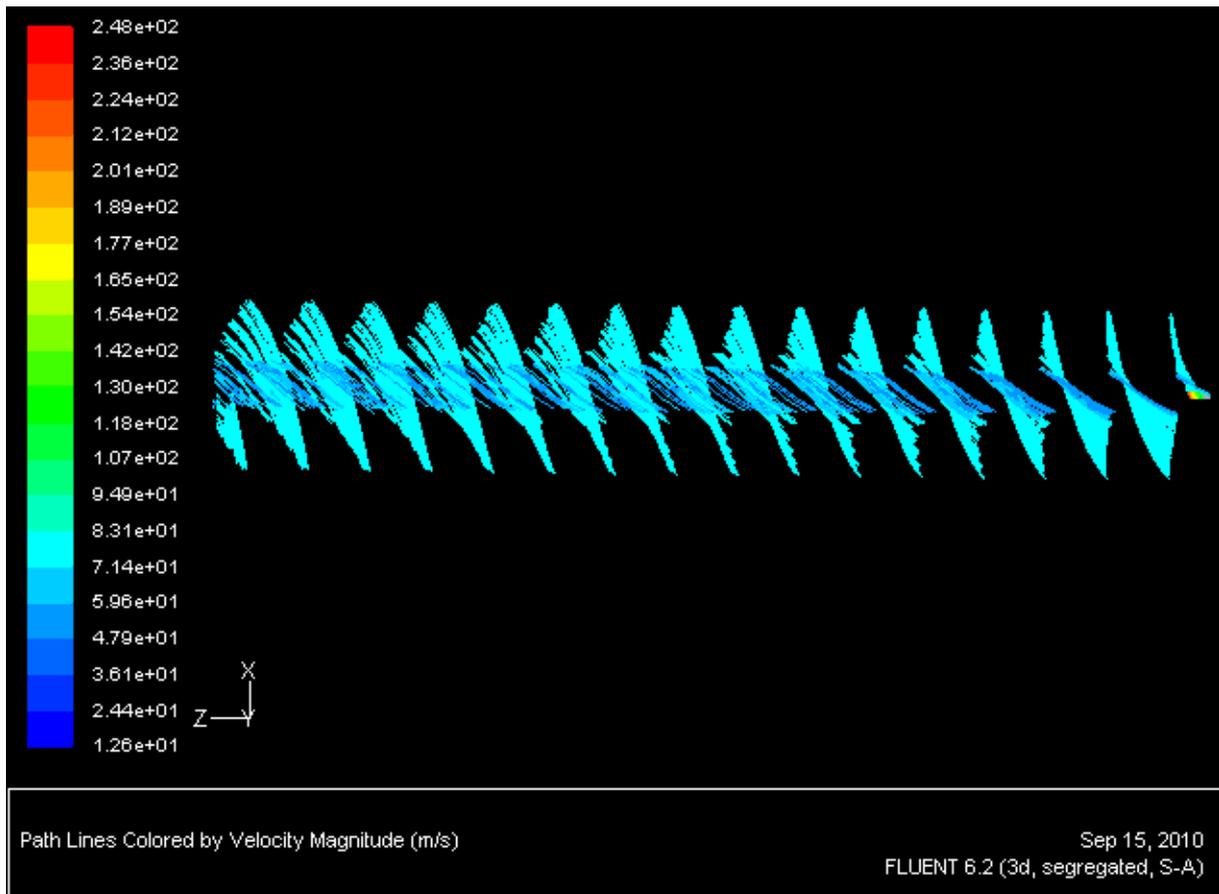
Longueur devant la pale	$8d$
Longueur derrière la pale	$10d$
Radius	$1d$

Maillage :

Nombre de cellules	1 185 038
Type de cellules	tétraédriques



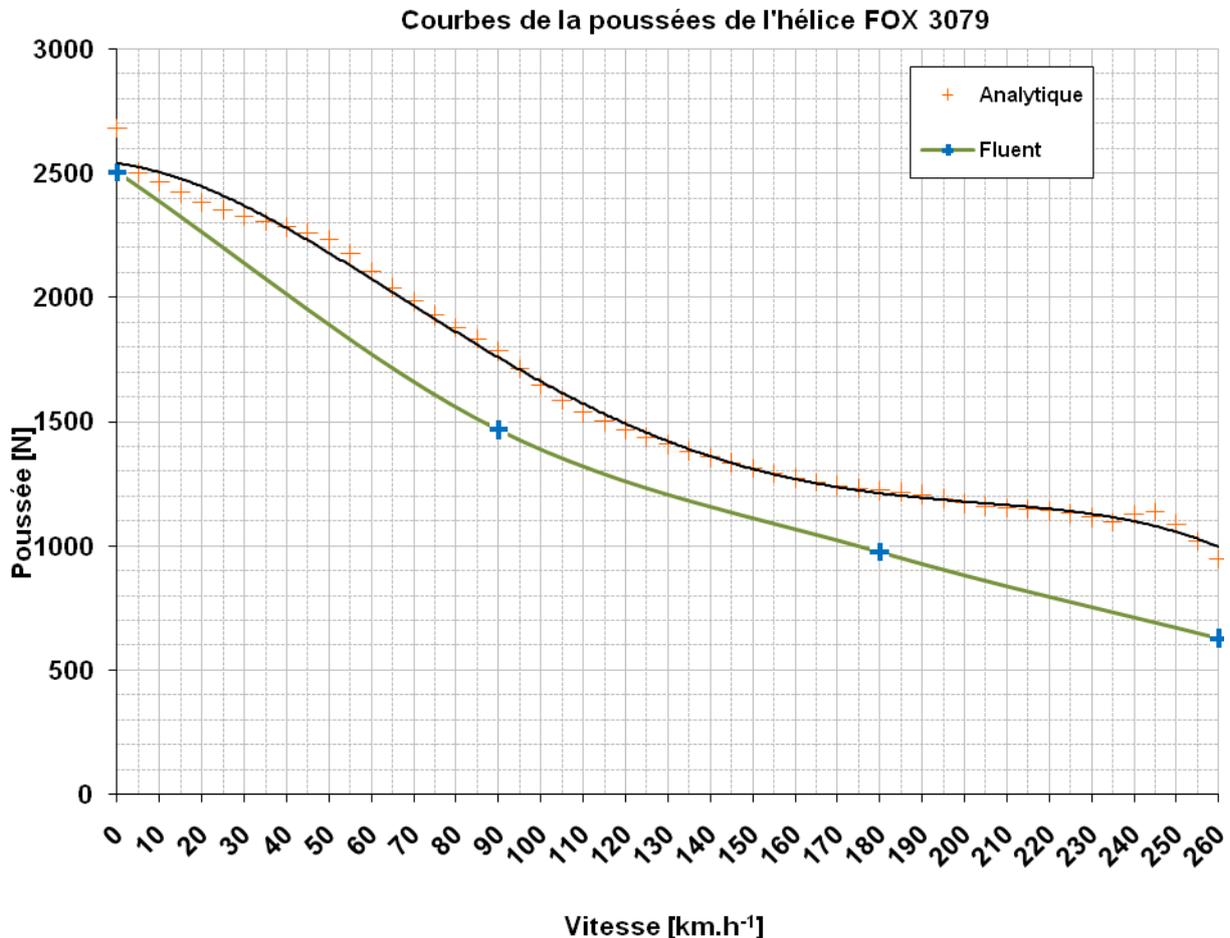
Img. 6 – Volume de contrôle pour la simulation numérique



Img. 7 – Hélix de rotation de la pale d'hélice à $v=260\text{km/h}$ et 2700tour/min

8. Comparaison des résultats des deux méthodes

La nature des résultats des deux méthodes est similaire, le gradient de diminution de la poussée avec augmentation de vitesse est le même. La coïncidence rare se produisait autour de la poussée statique, où la valeur obtenue par la solution analytique est de 2502N, tandis que la simulation numérique nous donne la valeur 2504,26N. Comparaison se trouve sur la figure *Img. 8*.



Img. 8 – Comparaison des deux courbes de la poussée, obtenues par des méthodes différentes

9. Conclusion

On a fait la conception aérodynamique d'une hélice pour le moteur diesel en accentuant non seulement l'efficacité maximale de l'hélice elle-même, mais du système hélice – réducteur – moteur entier. Cette optimisation est une supposition essentielle pour un fonctionnement économique dans le future.

Pour accentuer le meilleur parti des caractéristiques spécifiques du moteur et tenant compte son future application dans les avions ULM, une nouvelle gamme de profils à portance élevé, avec une bonne finesse maximale, capable de fonctionner aux incidences élevés et résistant au décrochage, a été développé. Répartition des cordes et le calage respecte l'aspect de circulation optimale. De plus, la géométrie des pales détermine la bonne coopération avec le moteur.

Plusieurs méthodes ont été utilisées pour comparer et valider les résultats des caractéristiques aérodynamiques. La conception entière a été ensuite vérifiée en utilisant logiciel de simulation d'écoulement Fluent.

Liste des symboles :

b	[m]	corde du profil
c_p	[-]	coefficient de puissance
c_t	[-]	coefficient de poussée
c_x	[-]	coefficient de traînée
c_y	[-]	coefficient de portance
d	[m]	diamètre de l'hélice
M	[-]	nombre de Mach
n	[1.min ⁻¹]	tours
p	[%]	cambrure relative de profil
P	[kW]	puissance
r	[m]	radius
t	[%]	épaisseur relative de profil
v_c	[km.h ⁻¹]	vitesse croisière
Zr	[-]	taux de transmission
Γ	[-]	circulation
γ	[-]	finesse
η	[-]	efficacité de réducteur
λ	[-]	paramètre d'avancement
φ	[°]	calage

Littérature :

[1] 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

[2] Brož, V.: Aerodynamický návrh vrtulového listu s vysokou účinností, Zpravodaj VZLÚ
5/1966

[3] Slavík, S.: Preliminary Determination of Propeller Aerodynamic Characteristics for Small
Aeroplanes, Acta Polytechnica Vol. 44 No. 2/2004 (Scientific Journal of the Czech Technical
University in Prague)

[4] Levinský, L.: Výpočet aerodynamických charakteristik vrtule metodou nosné plochy,
Diplomová práce 1992, FS ČVUT v Praze

[5] Alexandrov, V. L.: Letecké vrtule, SNTL, Praha 1954