

**5<sup>e</sup> JOURNÉES DE L'HYDRODYNAMIQUE**

**22, 23, 24 mars 1995 – ROUEN**

**OPTIMISATION DE LA DISTRIBUTION DE PRESSION  
SUR UNE PALE D'HELICE**

**RAULO J.**

**Bassin d'Essais des Carènes - DCN  
Chaussée du Vexin - 27100 Val de Reuil**

**RESUME:**

Dans le but de retarder l'apparition de la cavitation sur les pales d'hélice, une procédure a été développée et intégrée au processus de conception d'hélices. Cette procédure intervient sur les sections des pales en les modifiant de manière à obtenir une meilleure répartition de pression sur la corde des sections. Des résultats intermédiaires sont présentés pour des ailes symétriques et cambrées.

**SUMMARY:**

A procedure has been developed to delay propeller cavitation inception. This procedure, added to the propeller design process, allows blade section modifications by introducing new section geometries having a better chordwise pressure distribution. Intermediate results are presented for symmetric and cambered wings.

## 1. INTRODUCTION

La technologie actuelle permet de concevoir des hélices satisfaisant les différentes conditions imposées lors de leur définition. Ces hélices remplissent ainsi le cahier des charges et respectent les caractéristiques hydrodynamiques exigées.

Cependant, la cavitation des hélices n'entrant généralement pas directement dans les contraintes de conception, le problème du risque de cavitation sur les pales n'est éludé que par un choix des hélices guidé par l'expérience acquise du phénomène de cavitation.

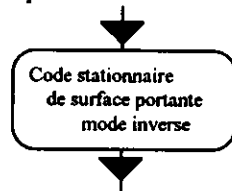
Une méthode plus systématique et surtout plus rigoureuse a été définie pour concevoir des hélices en présence d'un écoulement stationnaire. Cette méthode permet de garantir pour l'hélice un meilleur comportement vis à vis de la cavitation sans rien perdre des performances hydrodynamiques. Cette méthode itérative consiste à modifier les sections composant les pales. Celles-ci sont remplacées par des sections mieux adaptées au problème de cavitation grâce à une meilleure répartition de pression sur la corde.

La première partie de ce papier traite de la conception des hélices. On y expose les données permettant une modélisation de l'hélice en faisant apparaître les paramètres à partir desquels la procédure d'optimisation s'exécutera. En deuxième partie, on présente la procédure d'optimisation en insistant sur certains points de celle-ci. En troisième partie, on donne les résultats obtenus sur différents cas d'étude.

## 2. CONCEPTION DES HELICES [9]

On rappelle très succinctement le processus utilisé pour concevoir des hélices.

Loi de longueur de corde,  
Loi de dévers et loi d'inclinaison,  
Lois d'épaisseur en corde,  
Loi de chargement en corde,  
Loi de circulation en envergure  
Poussée ou puissance donnée en fonction de la vitesse  
de rotation de l'hélice,  
Distribution radiale des coefficients de sillage du navire,  
Diamètre de l'hélice, Rayon du moyeu,  
Nombre de pales



Lois de cambrure en corde,  
Loi de pas en envergure.

A partir d'une discrétisation par rayon et par des points en corde sur chaque section, on définit des lois obtenues par une expertise réalisée sur les hélices déjà existantes:

Loi de *longueur de corde* en envergure pour imposer la surface de l'hélice,

Lois de *dévers* et d'*inclinaison* pour réduire la sensibilité vibratoire des pales dans respectivement le plan normal et le plan axial de l'écoulement, sensibilité due à la non-uniformité du sillage, et pour apporter de la rigidité et stabilité aux pales,

Lois d'*épaisseur* en corde définissant les sections composant les pales (correspondant à des lois de profils 2D connus du type Naca66 [1], ou autre).

Lois de *chargement en corde* représentant le chargement des sections à rayon d'hélice donné,

Loi de *circulation* en envergure représentant le chargement radial des pales.

On définit ensuite les paramètres hydrodynamiques de performance de l'hélice tels que le coefficient de *poussée*  $K_t$  ou de *couple*  $K_q$  de l'hélice imposés pour une *vitesse d'avance*  $V$  et une *vitesse de rotation* de l'hélice  $n$  dictée par le moteur. Ces paramètres sont déterminés par des essais d'autopropulsion. Le paramètre d'avance  $J$ , lié aux coefficients de couple et de poussée, est donné en fonction du *diamètre de l'hélice*  $D$  par la

$$\text{formule } J = \frac{V}{n * D}.$$

On définit aussi le rendement de l'hélice  $\eta_0 = \frac{J K_t}{\pi K_q}$ , caractérisant l'efficacité de l'hélice par le rapport de la puissance effective (T.V) pour le bâtiment sur la puissance fournie (W.Q).

L'écoulement dans lequel évolue l'hélice, est représenté par le *sillage* se développant autour de la carène du navire en présence de l'hélice, en tenant compte des interactions carène-propulseur [5].

On donne aussi le nombre de pales de l'hélice et le *rayon du moyeu*.

Un code 3D de calcul de surface portante [3] permet en mode inverse de déterminer les lois de cambrure en corde et la loi de pas. Il est nécessaire d'effectuer quelques itérations pour accorder ces lois afin d'obtenir la convergence de la poussée ou du couple aux valeurs imposées. Ce code permet de construire l'hélice en stationnaire. Il permet par ailleurs d'analyser en mode direct une hélice déjà existante en calculant ses performances et son chargement pour des J donnés.

Le sillage pris en compte dans la conception numérique est un sillage axial moyen calculé à partir de la moyenne azimutale et temporelle des composantes de la vitesse axiale du sillage. Ce sillage instationnaire tient compte du sillage nominal mesuré en bassin sur la carène nue et du sillage induit par l'interaction carène-hélice [5]. Il intègre les effets dus aux appendices du bâtiment et à l'inclinaison de la ligne d'arbre. L'hélice étant conçue à partir du sillage axial moyen, certaines zones du sillage peuvent être mal représentées, notamment lors de forts ralentissements de vitesse. En conséquence, l'hélice pourra avoir un mauvais comportement lors des passages dans ces zones [4].

Le présent papier n'introduit pas le problème du sillage instationnaire.

Le schéma de la figure 1 reprend les différents points exposés, complétés à gauche par le schéma de calcul du sillage effectif extrapolé au réel, et à droite par le schéma général de la procédure d'optimisation dont il va être maintenant question.

### 3. PRESENTATION DE LA METHODE D'OPTIMISATION

Pour éviter que l'hélice ne cavite, il faut empêcher les pressions de descendre en dessous de la pression vapeur  $P_v$ . Cette contrainte est exprimée sous la forme d'un nombre de cavitation  $\sigma = \frac{P - P_v}{\frac{1}{2} \rho V^2}$ , où P est la

pression locale et V la vitesse amont. L'hélice conçue avec le code inverse est généralement déjà bien optimisée pour le paramètre d'avance J défini dans le processus de conception. Lorsqu'on change ce J en modifiant la vitesse d'avance V, cette hélice peut à ce moment présenter des risques de cavitation en raison de dégradation des  $C_p$ . La méthode a été créée pour éviter cela, en apportant une plus grande tolérance aux hélices lors des changements de vitesse. Cette méthode est intéressante lorsqu'on a des sillages non uniformes.

Le principe de la méthode consiste à modifier la géométrie de l'hélice pour obtenir une meilleure répartition de pression sur les pales. La procédure aurait pu être envisagée dans l'espace tridimensionnel; cependant l'absence de code tridimensionnel corps épais inverse, et surtout la présence d'un code bidimensionnel inverse de type Eppler ont guidé notre choix de méthode vers une optimisation des sections de pale. Ainsi, plutôt que de modifier la géométrie des pales, on va modifier les sections composant les pales. Pour ce faire, comme les cambrures des sections sont calculées par le code de surface portante inverse, on optimise les lois d'épaisseur et de chargement en corde, paramètres intervenant dans la conception définie plus haut.

L'optimisation dans son état actuel est une optimisation sans contrainte. Elle permet toutefois d'évaluer le gain possible du point de vue de la cavitation (c'est à dire pour le coefficient de pression minimum) en conservant les performances hydrodynamiques. La méthode définitive sera itérative pour respecter certaines contraintes (épaisseur, ...) et pour créer une géométrie raisonnable pour la nouvelle hélice.

#### 3.1 DEFINITION DES ETAPES DE L'OPTIMISATION

La première étape correspond à la conception numérique d'une hélice avec des distributions de chargement et d'épaisseur en corde standards comme il a été décrit à la section 2. Cette étape permet d'établir les lois de cambrure pour les sections de pales et la loi de pas pour l'hélice.

Un calcul direct de l'hélice dans son sillage à l'aide d'un code de surface portante à plusieurs J permet d'évaluer les performances hydrodynamiques de l'hélice ainsi que son chargement aux J correspondants.

Une procédure est utilisée à la suite pour calculer des sections bidimensionnelles équivalentes aux sections contenues dans les pales à partir de ce chargement.

Cette procédure sert d'interface entre les espaces tridimensionnels et bidimensionnels. On crée des sections bidimensionnelles possédant le même chargement que les sections de pales, ce qui permet de tenir compte des effets tridimensionnels. La justification théorique de cette procédure sera expliquée à la section 3.2.

On détermine ensuite les incidences des profils bidimensionnels obtenus par rapport à la direction de l'écoulement, à partir de la pente des cambrures de ces profils. Ces angles tiennent toujours compte du chargement initial des sections de pales.

Un code bidimensionnel inverse de type Eppler utilise ces angles pour créer les nouveaux profils. La méthode employée dans ce code sera expliquée à la section 3.3.

La dernière étape est la reconstruction de l'hélice. On utilise le code de surface portante en mode inverse. On reprend les données qui ont servies à construire l'hélice initiale, en remplaçant celles relatives aux sections par les informations contenues dans nos nouveaux profils. On remplace ainsi les lois d'épaisseur par les épaisseurs de nos profils et le chargement en corde par le chargement obtenu avec le code 2D sur nos profils à l'incidence bidimensionnelle équivalente calculée à l'étape précédente. Ces nouvelles lois auront été lissées au préalable.

Un code tridimensionnel de calcul de singularités de type corps épais en mode direct nous permet d'étudier l'hélice et de vérifier son chargement. Ce code nous sert à tester l'hélice avec les nouvelles sections par rapport à l'hélice initiale.

Le schéma de la figure 2 expose la procédure avec les différentes étapes définies avant.

Remarque : en colportant d'abord le chargement puis les incidences équivalentes durant les étapes de la procédure, on conserve la portance des sections et la loi de circulation.

### 3.2 CALCUL DES PROFILS EFFECTIFS

Comme il a été expliqué plus haut, cette partie de l'optimisation sert de passage entre l'espace tridimensionnel dans lequel est définie l'hélice et un espace bidimensionnel équivalent dans lequel les sections sont légèrement modifiées en raison de l'absence d'effets tridimensionnels. Ces effets sont en fait contenus dans les portances et les lois de chargement que l'on conserve entre les deux espaces.

La détermination de ces *profils effectifs* est basée sur la théorie développée par J. Weber [15]. Cette théorie, issue de travaux sur les ailes, propose une correspondance bijective entre les formes de profil et les distributions de pression.

Nous allons donner quelques éléments de la théorie dans la partie qui nous intéresse, à savoir le calcul d'un profil bidimensionnel à partir d'un chargement tridimensionnel.

Cette théorie utilise le fait que la surface du profil est une ligne de courant.

On obtient la relation suivante: 
$$\frac{dz(x)}{dx} = \frac{v_z(x,z)}{v_{x0} + v_x(x,z)}$$

où la fonction  $z(x)$  représente la forme du profil,

$x$  et  $z$  sont les axes dirigés respectivement selon la corde du profil et la normale au plan contenant la gouverne,

$v_x$  est la composante de la vitesse suivant  $x$ ,

$v_z$  est la composante de la vitesse suivant  $z$ ,

$v_{x0}$  est la composante de la vitesse infinie amont suivant  $x$ .

En théorie linéarisée,  $v_z(x,z) = v_z(x,0)$  sur la ligne de corde et  $v_x(x,z) \ll v_{x0}$ . Il s'ensuit la relation :

$$\frac{dz(x)}{dx} = \frac{v_z(x,0)}{v_{x0}} \quad (1).$$
 De plus, on suppose que  $v(x,z) = v_x(x,0)$ .

En théorie linéarisée, les contributions des épaisseurs et des cambrures au champ de vitesse peuvent être séparées. En effet, selon cette théorie, la vitesse totale sur le profil s'obtient comme la somme des vitesses provenant de l'épaisseur du profil, de celles provenant de la cambrure et de la contribution de l'incidence:

$$\frac{V_x(x,0)}{V_{x0}} = S_I(x) \pm \left[ S_c(x) + \sin(\alpha) \sqrt{\frac{1-x}{x}} \right] \quad (2)$$

On pose les définitions d'épaisseur et de cambrure suivantes:

$$z_t(x) = \frac{1}{2} [z(x)_{extrados} - z(x)_{intrados}] \text{ et } z_c(x) = \frac{1}{2} [z(x)_{extrados} + z(x)_{intrados}].$$

Dans le cas d'un profil symétrique à l'incidence de portance nulle, la relation (2) se simplifie pour donner :

$$\frac{V_x(x,0)}{V_{x0}} = S_I(x) = \frac{1}{\pi} \int_0^1 \frac{dz_t}{dx'} * \frac{dx'}{x-x'}. \text{ La relation (1) donne } \frac{dz_t(x)}{dx} = \frac{v_z(x,0)}{v_{x0}}.$$

Le calcul de  $v_z(x,0)$  en fonction de  $v_x(x,0)$  par transformation conforme ( $x = \frac{1}{2}(1 + \cos(\theta))$ ) nous permet

$$\text{d'obtenir la relation suivante: } v_z(x,0) = \frac{1}{\sin(\theta)} \frac{1}{\pi} \int_0^\pi v_x(\xi) \frac{\sin^2(\xi)}{\cos(\theta) - \cos(\xi)} d\xi.$$

$$\text{On trouve alors la pente de l'épaisseur du profil: } \frac{dz_t}{dx} = - \frac{1}{\sqrt{x(1-x)}} \frac{1}{\pi} \int_0^1 \frac{v_x(x') \sqrt{x'(1-x')}}{v_{x0} (x-x')} dx'.$$

Comme la fonction  $\frac{v_z(x,0)}{v_{x0}}$  est paire, elle peut être approchée par une formule d'interpolation exprimée aux

valeurs connues. On obtient alors:  $\frac{v_z(x_v,0)}{v_{x0}} = \left( \frac{dz_t(x)}{dx} \right)_v = \sum_{\mu=0}^N s_{\mu v} \frac{v_{x\mu}}{v_{x0}}$ . L'épaisseur s'en déduit alors :

$$z_t(x_v) = - \int_{x_v}^1 \frac{dz_t(x')}{dx'} dx' = - \frac{1}{2} \int_0^{\theta_v} \frac{dz_t(\xi)}{dx'} \sin(\xi) d\xi. \text{ De la même manière que pour la pente de l'épaisseur, on}$$

obtient la loi d'épaisseur du profil sous forme d'une sommation de termes finis en  $\frac{v_{x\mu}}{v_{x0}}$ .

Dans le cas d'un profil cambré, la relation (2) s'applique en faisant intervenir la distribution de doublets  $\gamma(x)$

$$\text{avec } S_I(x) = \frac{1}{\pi} \int_0^1 \frac{dz_t(x')}{dx'} \frac{dx'}{x-x'} = \frac{1}{2} \left[ \left( \frac{v_x(x)}{v_{x0}} \right)_{extrados} + \left( \frac{v_x(x)}{v_{x0}} \right)_{intrados} \right]$$

$$\text{et } \frac{\gamma(x)}{2v_{x0}} = S_c(x) + \sin(\alpha) \sqrt{\frac{1-x}{x}} = \frac{1}{2} \left[ \left( \frac{v_x(x)}{v_{x0}} \right)_{extrados} - \left( \frac{v_x(x)}{v_{x0}} \right)_{intrados} \right].$$

En utilisant la relation (1) pour la cambrure  $\frac{dz_c(x)}{dx} = \frac{v_{z\gamma}(x,0)}{v_{x0}}$ , on calcule la pente de celle-ci:

$$\frac{dz_c(x)}{dx} = \frac{v_z(x)}{v_{x0}} = - \frac{1}{2\pi} \int_0^1 \frac{\gamma(x')}{v_{x0}} \frac{dx'}{x-x'} = \frac{1}{\pi} \int_0^\pi \frac{\gamma(\xi)}{2v_{x0}} \frac{\sin(\xi)}{\cos(\xi) - \cos(\theta)} d\xi$$

De même que pour l'épaisseur, la fonction  $\frac{\gamma(\theta)}{2v_{x0}}$  peut être approchée par une formule d'interpolation exprimée

aux valeurs connues. On obtient alors:  $\left( \frac{dz_c(x)}{dx} \right)_v = \sum_{\mu=1}^N s_{\mu v} \frac{\gamma_\mu}{2v_{x0}}$ . La cambrure s'en déduit:

$$z_c(x_v) = - \int_{x_v}^1 \frac{dz_c(x')}{dx'} dx' = - \frac{1}{2} \int_0^{\theta_v} \frac{dz_c(\xi)}{dx'} \sin(\xi) d\xi.$$

De la même manière que pour la pente de la cambrure, on obtient la loi de cambrure du profil sous forme d'une sommation de termes finis en  $\frac{\gamma_v}{2v_{x0}}$ .

En pratique, on part des coefficients de pression obtenus sur l'extrados et sur l'intrados d'un profil de section de pale. Par la méthode décrite ci-dessus, on calcule les épaisseurs et cambrures effectives. On reconstruit ensuite le profil effectif à partir de ces deux composantes.

On détermine par la suite les incidences de ces profils, données nécessaires au code 2D. Ces incidences sont en fait les angles entre la droite reliant la cambrure au bord d'attaque à la cambrure au bord de fuite et la ligne de corde des profils.

### 3.3 PRESENTATION DU CODE 2D [7,8,14]

Dans sa version inverse, ce code effectue le calcul de profils par une méthode de transformation conforme à partir d'une distribution de pression. Il permet aussi de calculer l'écoulement potentiel d'un fluide autour d'un profil en incidence en mode direct par une méthode de singularité à partir d'un écoulement uniforme sans surface libre.

Transformation conforme pour le mode inverse:

Le code permet de déterminer une géométrie de section 2D à partir de la donnée de zones sur la corde du profil le long desquelles la distribution de vitesses sera constante (plateaux) pour des incidences données. Chaque incidence est associée à une zone en corde de vitesse constante. Cependant, le code ne prend pas en compte les valeurs des vitesses. Il utilise seulement les longueurs de ces plateaux ou plus exactement les abscisses des points en corde délimitant ces plateaux.

Par transformation conforme, ces points sont rapportés sur le cercle unité transformé de la corde de la section par la formule suivante:  $x = \frac{1}{2}(1 + \cos(\theta))$ , avec  $\theta$  angle décrivant  $[0, 2\pi]$ .

Le cercle unité est divisé en zones dans lesquelles sont définies la loi de vitesse assurant la fermeture du profil, la loi de vitesse définie dans la zone de recompression et les zones où la vitesse est constante à une incidence donnée. Cela permet d'imposer à la fois une répartition de vitesse constante sur une partie donnée de l'extrados pour un angle d'incidence choisi proche de la limite supérieure visée de la fourchette de non-cavitation, et une répartition constante sur une partie donnée de l'intrados pour un angle d'attaque choisi proche de la limite inférieure visée de la fourchette de non-cavitation.

Pour chacun des arcs, on a la relation suivante:  $v(\phi, \alpha) = v_i w(\phi)$ , où  $\alpha$  représente l'incidence,  $\phi$  l'angle sur le cercle unité et  $v_i$  correspondant à la valeur constante en coefficient de pression à l'incidence  $\alpha$  pour des  $\phi$  contenus dans la zone  $i$ . La valeur de  $v_i$  n'est pas entrée dans le code.

On rappelle les notations utilisées:  $\frac{x}{c} = \frac{1}{2}(1 + \cos(\phi))$ ,

$\phi_{PR}$  représente l'angle associé au début de la recompression à l'extrados et  $\overline{\phi_{PR}}$  l'équivalent à l'intrados.

$\phi_s$  représente l'angle associé au début de la fermeture du profil à l'extrados et  $\overline{\phi_s}$  l'équivalent à l'intrados.

$$\text{On a: } w(\phi) = \left[ 1 + k \left\{ \frac{\cos(\phi) - \cos(\phi_{PR})}{1 + \cos(\phi_{PR})} \right\} \right]^{-\mu} \left[ 1 - 0.36 \left\{ \frac{\cos(\phi) - \cos(\phi_s)}{1 - \cos(\phi_s)} \right\}^2 \right]^{K_H} \text{ à l'extrados,}$$

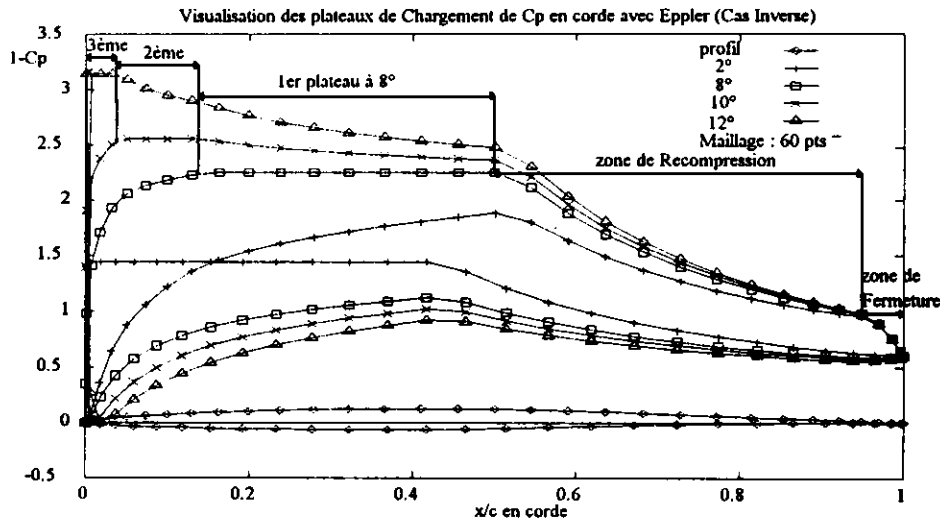
$$w(\phi) = \left[ 1 + \overline{k} \left\{ \frac{\cos(\phi) - \cos(\overline{\phi_{PR}})}{1 + \cos(\overline{\phi_{PR}})} \right\} \right]^{-\overline{\mu}} \left[ 1 - 0.36 \left\{ \frac{\cos(\phi) - \cos(\overline{\phi_s})}{1 - \cos(\overline{\phi_s})} \right\}^2 \right]^{K_H} \text{ à l'intrados,}$$

Le terme entre accolades est tel que:  $\{f(\phi)\} = 0$  si  $f(\phi) \leq 0$  et  $\{f(\phi)\} = f(\phi)$  sinon.

Ainsi, si  $\phi > \phi_{PR}$  et  $\phi > \phi_s$  alors,  $w(\phi) = 1$ . Il en est de même lorsque  $\phi < \overline{\phi_{PR}}$  et  $\phi < \overline{\phi_s}$ .

Les autres paramètres,  $k$ ,  $\overline{k}$ ,  $\mu$ ,  $\overline{\mu}$ ,  $K_H$  et  $\overline{K_H}$  déterminent la forme des courbes de recompression et de fermeture du profil.

L'exemple suivant illustre le propos concernant les plateaux de coefficient de pression pour des incidences données en version inverse du code:

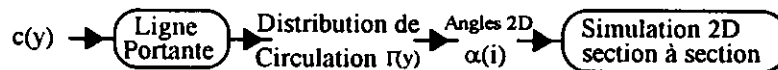


#### 4. RESULTATS

La procédure d'optimisation, dont les étapes ont été définies à la section 3.1, apparaît au premier abord assez compliquée par ses aller-retour entre les espaces. Beaucoup d'étapes sont difficiles à vérifier mathématiquement. Plutôt que de tester ces étapes d'emblée sur les hélices, elles aussi assez compliquées dans leur conception, on a préféré faire une étude préliminaire sur les gouvernes.

##### 4.1 VERIFICATION UTILISANT DES GOUVERNES A SECTIONS SYMETRIQUES

...Dans cette partie, on teste le passage du 2D au 3D dans le cas d'ailes symétriques. Pour ce faire, les sections 2D ont été conçues à l'aide de la procédure suivante [13]:



où  $c(y)$  représente la corde des sections à différents rayons d'envergure de gouverne,  $\Gamma(y)$  représente la distribution de circulation sur la gouverne.

La longueur de corde et la loi de circulation sont liés par la relation donnée à chaque rayon de gouverne:  $\Gamma(y) = \frac{1}{2} c(y) C_L(y) V$ , avec  $C_L(y)$  portance obtenue sur la gouverne pour la section considérée et  $V$  vitesse de l'écoulement amont. Le  $C_L$  pour une section est donnée par la relation  $C_L(y) = C_{L\alpha}(\alpha - \alpha_i)$ , avec  $\alpha$  angle relatif à la portance nulle de la section et  $\alpha_i$ , angle d'attaque induit.

Le problème posé ici est de pouvoir contrôler les niveaux de  $C_p$  à différents angles de braquage, angles caractéristiques de la gouverne.

Soient  $\alpha_1$  et  $\alpha_2$  ces angles. On utilise le code de ligne portante à ces deux angles afin d'obtenir  $\alpha_1'(i)$  et  $\alpha_2'(i)$  associés à chaque section  $i$  de la gouverne. En 2D, chaque section  $i$  est optimisée pour les deux angles  $\alpha_1'(i)$  et  $\alpha_2'(i)$ . On a vu à la section 3.3 que l'on pouvait à l'aide du code 2D inverse de type Eppler, imposer des plateaux pour ces deux angles (c f figure en 3.3). Les sections issues de cette conception sont utilisées pour reconstruire la gouverne.

On récupère ainsi un corps 3D qui doit vérifier les deux points suivants (afin de pouvoir montrer le bien fondé du passage du 2D au 3D):

- conservation des portances par section obtenues sur la gouverne initiale aux angles  $\alpha_1$  et  $\alpha_2$ ,
- conservation en 3D des zones de pression constante (plateaux) imposées dans la conception 2D, aux angles 3D  $\alpha_1$  et  $\alpha_2$ .

On a effectué cette vérification, avec succès, sur une gouverne droite, d'allongement  $\Lambda=3$  avec les angles  $\alpha_1=15^\circ$  et  $\alpha_2=30^\circ$ . Les sections initiales symétriques correspondent à des Naca0015 [1]. La figure 3 montre les résultats obtenus en coefficients de pression  $C_p$ .

Le graphique 3.a) montre les  $C_p$  obtenus sur la gouverne initiale pour l'angle  $\alpha_1=15^\circ$ .

Le graphique 3.b) montre les  $C_p$  obtenus sur les différentes sections en 2D aux angles  $\alpha_1'(i)$ . On aperçoit très nettement les plateaux de vitesse imposés pour chacune des sections.

Le graphique 3.c) montre les  $C_p$  obtenus sur la gouverne constituée des nouvelles sections pour l'angle  $\alpha_1=15^\circ$ . On vérifie aisément à l'aide des graphiques 3.b) et 3.c) que l'on conserve effectivement en 3D les plateaux de vitesse imposés en 2D.

#### 4.2 VERIFICATION UTILISANT DES AILES A SECTIONS CAMBREES

Dans cette partie, on applique la procédure d'optimisation au cas un peu plus délicat des ailes composées de sections cambrées.

En première partie, nous avons d'abord tester la procédure de calcul des profils effectifs, ceci afin de vérifier que la théorie développée par Weber permettait bien de passer du 3D au 2D. Partant d'une gouverne 3D en incidence, les résultats en coefficient de pression nous ont permis de calculer les profils effectifs correspondants. La gouverne reconstituée à partir de ces profils (en intégrant les épaisseurs et cambrures des profils) a été étudiée à la même incidence.

L'étude a montré que malheureusement nous ne retrouvons pas les portances de la gouverne initiale, notamment lorsqu'on augmente l'incidence de départ. On en déduit que la bijection proposée par Weber est dans notre cas un peu trop approximative.

Toutefois dans la procédure d'optimisation, seule l'incidence 2D équivalente calculée sur ces profils effectifs nous intéresse. En conséquence, en supposant que les profils effectifs obtenus sont relativement proches des profils effectifs réels (ce qui se vérifiait sur nos profils), on espère que nos angles équivalents seront également proches des vrais angles équivalents. On a donc décidé de conserver le schéma initial de l'optimisation. De plus, pour pallier à ce problème de différence entre les angles équivalents obtenus et réels, on a décidé d'intervenir dans la conception des sections avec le code 2D pour garantir la conservation des portances obtenues en 3D. Pour cela, on a utilisé les variables libres dans le code 2D.

Dans cette étude des ailes à sections cambrées, on vérifie les mêmes points que dans l'étude des gouvernes à sections symétriques, à savoir vérifier la conservation des portances 3D avec la nouvelle aile, ainsi que la conservation des plateaux imposés avec le code 2D à différents angles de braquage. Un code 3D corps épais a été utilisé pour l'étude des ailes à incidence donnée.

On a effectué ces vérifications, avec succès, sur une gouverne droite, d'allongement  $\Lambda=2.5$  avec trois angles  $\alpha_1=0^\circ$ ,  $\alpha_2=5^\circ$  et  $\alpha_3=10^\circ$ . Les sections initiales cambrées correspondent à des Naca65<sub>1</sub>-212,  $a=0.6$  [1]. La figure 4 montre les résultats obtenus en coefficient de pression.

Les graphiques 4.a) et 4.d) montrent les  $C_p$  obtenus sur l'aile initiale pour respectivement  $\alpha_1=0^\circ$  et  $\alpha_2=5^\circ$ .

Les graphiques 4.b) et 4.e) montrent les  $C_p$  obtenus sur les sections en 2D respectivement aux angles  $\alpha_1'(i)$  et  $\alpha_2'(i)$ .

Les graphiques 4.c) et 4.f) montrent les  $C_p$  obtenus sur l'aile constituée des nouvelles sections respectivement à  $\alpha_1=0^\circ$  et  $\alpha_2=5^\circ$ .

On vérifie aisément sur les graphiques 4.c) et 4.f), par rapport aux graphiques 4.b) et 4.e), que l'on conserve en 3D les plateaux de vitesse imposés en 2D.

#### 4.3 APPLICATION A UNE HELICE 4 PALES

On considère le cas d'une hélice 4 pales en eau libre. Cette hélice est conçue suivant le processus indiqué sur le schéma de la figure 1 en utilisant les paramètres de conception décrits à la section 2. Ainsi, l'hélice est conçue par un code inverse de surface portante.

Un code corps épais permet l'analyse de l'hélice pour certains  $J$ . On récupère les coefficients de pression sur les pales, dont on peut extraire le  $C_{pmin}$  par sections de pale.

Ce  $C_{pmin}$  permet de qualifier le comportement en cavitation des sections. Après avoir étudié ce comportement, on décide ou non de démarrer l'optimisation des sections.

Dans le cas où une optimisation est nécessaire, on débute la procédure décrite en 3 dont les étapes sont reprises dans le schéma de la figure 2. On commence par déterminer à partir des  $C_p$  par section les profils effectifs 2D correspondant à chacune des sections de pale.



On déduit ensuite de ces profils effectifs les incidences équivalentes. Le code 2D en mode inverse nous permet de créer de nouvelles sections à partir de ces incidences. L'analyse des sections aux incidences correspondantes, sert à déterminer les  $C_p$  sur ces profils, dont on déduit le chargement. Après lissage de ce chargement, on conçoit une nouvelle hélice en remplaçant seulement dans les données initiales, les lois d'épaisseur par les lois d'épaisseur de nos nouveaux profils et le chargement initial par le nouveau chargement obtenu. Le code de surface portante calcule en sortie les lois de cambrure et la loi de pas.

Une analyse de la nouvelle hélice au même  $J$  avec le code 3D corps épais permet de calculer les  $C_p$  sur les sections des pales de l'hélice, dont on peut déduire les  $C_{pmin}$  pour chaque section. Ces nouveaux  $C_{pmin}$  peuvent ensuite être comparés à ceux obtenus avec l'hélice initiale pour mesurer le gain trouvé en cavitation. Si la nouvelle hélice ne convient pas, il faut effectuer une itération supplémentaire de la procédure jusqu'à obtenir satisfaction.

La figure 5 montre les résultats en  $C_p$  obtenus avec en a) les résultats sur la section de pale initiale, prise comme référence, en b) les résultats obtenus en 2D sur le nouveau profil et en c) les résultats obtenus en 3D sur la section à même rayon de la nouvelle hélice.

Ces résultats montrent que la procédure fonctionne: on a pu vérifier que l'on conservait les coefficients de portance de chaque section et les plateaux imposés en 2D sont retrouvés en 3D pour la majorité des sections.

Pendant, le code 2D ayant tendance à épaissir les profils, on se retrouve en 3D avec des sections plus épaisses que celles initiales et en conséquence des niveaux de pression plus faibles. On rappelle que l'optimisation effectuée est sans contrainte. En conséquence, à l'avenir, il sera souhaitable de pouvoir contrôler ces épaisseurs, pour éviter de rajouter trop de matière à l'hélice et de diminuer globalement les niveaux de  $C_p$ .

Pour terminer, on s'est aperçu qu'en l'état actuel de la procédure, on observe une dégradation des plateaux imposés en 2D lorsqu'on tend vers les sections en bout de pale. Il sera donc nécessaire de poser des contraintes lors de la conception 2D pour régler ce problème en bout de pale.

## 5. CONCLUSION

Une procédure d'optimisation des sections de pale a été ajoutée au processus de conception des hélices pour retarder l'apparition de la cavitation sur les pales. Actuellement, la procédure ne contient pas de contraintes portant sur la création des sections.

Les étapes de la procédure ont été vérifiées avec succès sur des gouvernes à sections symétriques et des ailes cambrées. On a de plus observé que la procédure permet bien d'améliorer les niveaux de pression en  $C_p$ . Cette étude des gouvernes et des ailes a en outre débouché sur la mise au point d'un outil pouvant traiter les problèmes de cavitation des gouvernes; cet outil peut s'appliquer par exemple aux gouvernes stabilisatrices.

La vérification sur une hélice a permis de s'assurer que la procédure permet de conserver les coefficients de portance sur les sections à rayon donné. On a hélas observé sur ce cas que les plateaux imposés ne sont pas conservés en bout de pale. Des efforts seront donc à fournir pour régler ce problème.

Après la vérification, il faudra, pour les hélices à optimiser, choisir les différentes incidences à prendre en compte dans la procédure pour traiter le cas des sillages non uniformes. Ces incidences devront être représentatives des différents états extrêmes des sillages.

Il restera aussi à définir et poser les contraintes sur les sections créées afin de réaliser une optimisation complète des pales d'hélice. Les études réalisées ont déjà permis d'identifier certaines de ces contraintes.

On devra en effet:

- contrôler les épaisseurs des sections en sortie du code 2D pour éviter de trop charger l'hélice de matière (aussi afin de limiter son coût),
- conserver les plateaux imposés, en particulier en bout de pale,
- contrôler le chargement des sections, ceci pour faciliter leur usinage sans risque de perte de performance,
- et pour finir contrôler l'épaisseur des bords de fuite des nouvelles sections.

## Références

- [1] Abbott I.A., Von Doenhoff A.E., 1959, "Theory of Wings Sections", Dover Ed.
- [2] Bailar J.W., Jessup S.D., Shen Y.T., 1993, "Improvement of Surface Ship Propeller Cavitation Performance Using Advanced Blade Sections", 23rd ATTC, New Orleans USA, 1993.
- [3] Baubeau R., 1992, "Comparative calculation of propellers by surface panel method", Workshop on Surface Panel Method for Marine Propeller, Séoul, Koréa.
- [4] Briançon-Marjollet L., Cordier S., Laurens J.M., Raulo J., 1994, "Effect of wake scaling on the prediction of propeller cavitation", Cav'95, Deauville Mai 1995.
- [5] Crémel L., 1993, "Evaluation numérique des performances d'une hélice par couplage de la méthode des singularités et d'un code Navier Stokes", rapport de stage de DEA effectué au Bassin d'Essais des Carènes de Val de Reuil.
- [6] Eça L.R.C, Falcao de Campos J.A.C, 1993, "Analysis of two-dimensionnal foils using a viscous-inviscid interaction method", Int. Shipbuild. Prog., 40, n°422, pp. 137-163, Mai 1992.
- [7] Eppler R., 1990, "Airfoil Design and Data", coll. Springer Verlag.
- [8] Eppler R., Shen Y.T., 1979, "Wing Section for Hydrofoils - Part 1: Symmetrical Profiles", J. Ship Research, Vol. 23, N°3, pp 209-217, Septembre 1979.
- [9] Genoux P., 1990, "Etat actuel et besoins futurs pour la conception des propulseurs sous-marins", Acte du séminaire sur les Hélices marines organisé par la DRET en liaison avec la DCN, 14-16/03/90.
- [10] ITTC, 1993, "Report of the cavitation Committee", Proc. of the 20th ITTC, San Francisco.
- [11] Kerwin J.W., 1989, "Marine Propellers", Ann. Review of Fluid Mechanics, Vol 18, pp. 367-403.
- [12] Kuiper G., Jessup S.D., 1993, "A propeller Design Method for Unsteady Conditions", SNAME Ann. Meeting, Novembre 1993.
- [13] Mc Cornick B.W., 1979, "Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics", John Wiley & sons, 1979.
- [14] Shen Y.T., Eppler R., 1981, "Wing Section for Hydrofoils - Part 2: Nonsymmetrical Profiles", J. Ship Research, Vol. 25, N°3, pp 191-200, Septembre 1981.
- [15] Weber J., 1955, "The calculation of the pressure distribution on the surface of thick cambered wings and the design of wings with given pressure distribution", Royal Aircraft Establishment, Report n°AERO.2548, Juin 1955.

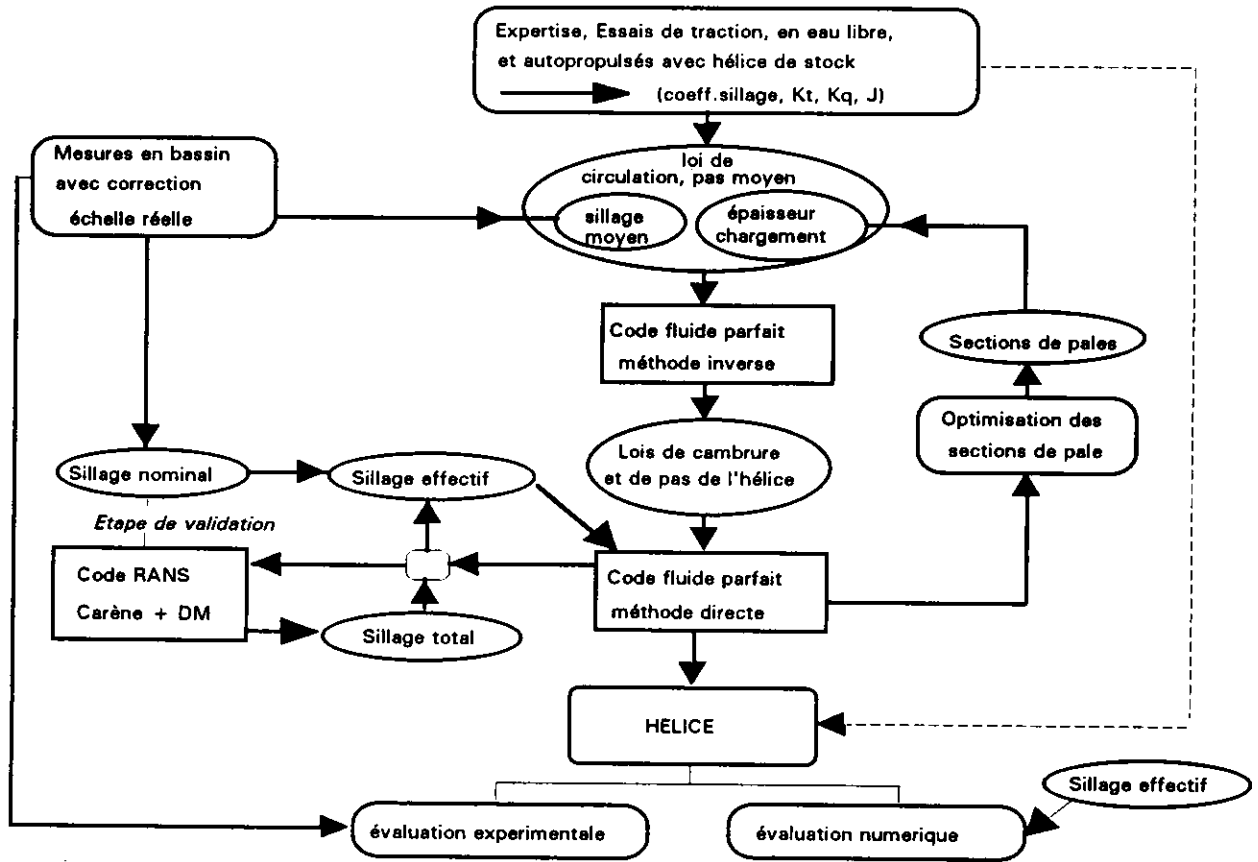


Figure 1 : Schéma de conception des hélices.

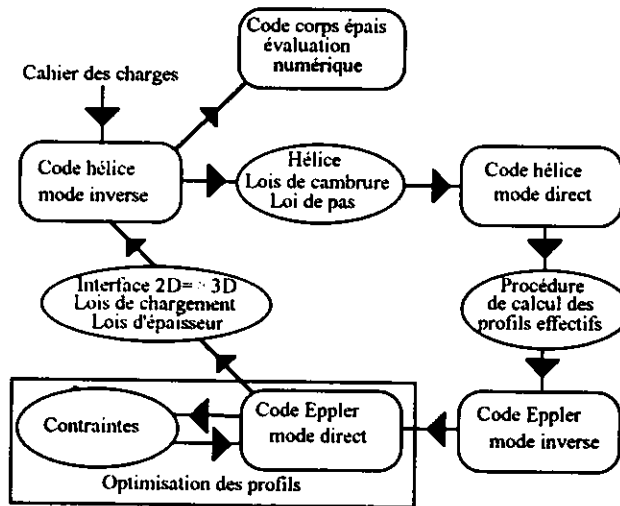
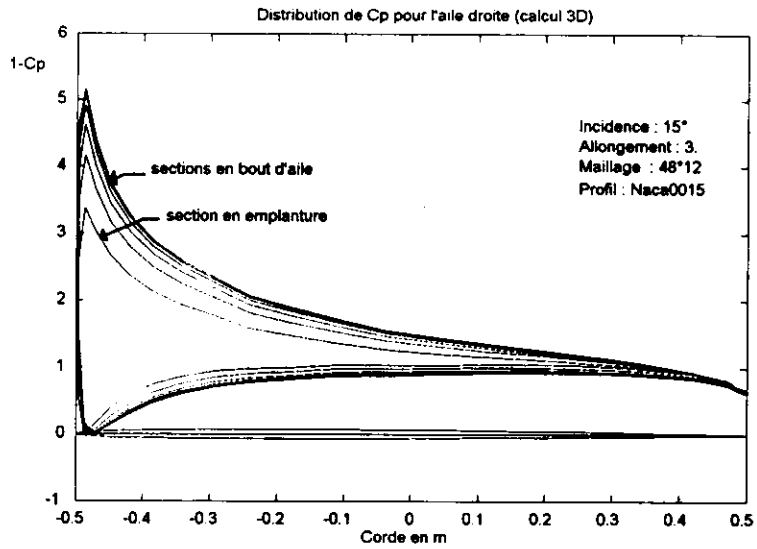
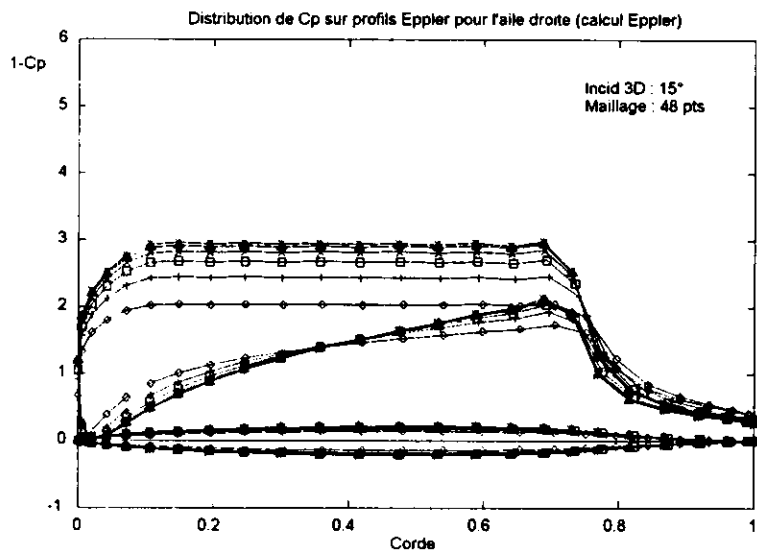


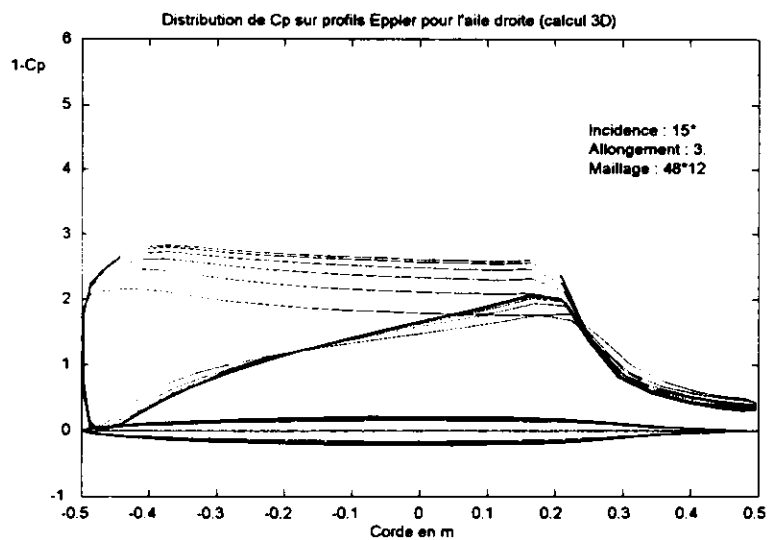
Figure 2 : Schéma de la Procédure d'Optimisation des sections de pale.



a)



b)



c)

Figure 3 : Etude de la cavitation sur une aile droite à 15° d'incidence .

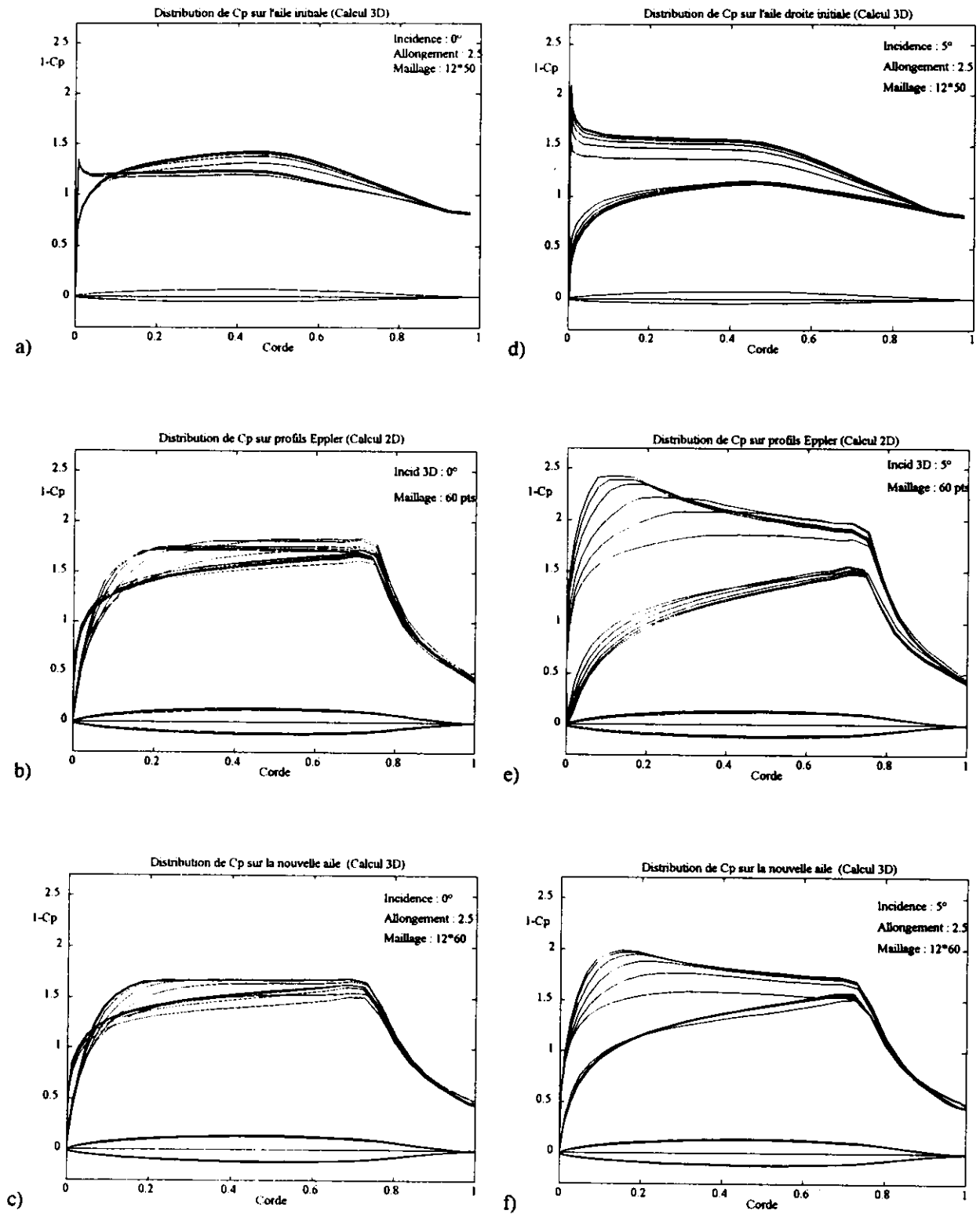


Figure 4: Etude de la cavitation sur une aile cambrée à deux angles d'incidence  $0^\circ$  (partie gauche) et  $5^\circ$  (partie droite).

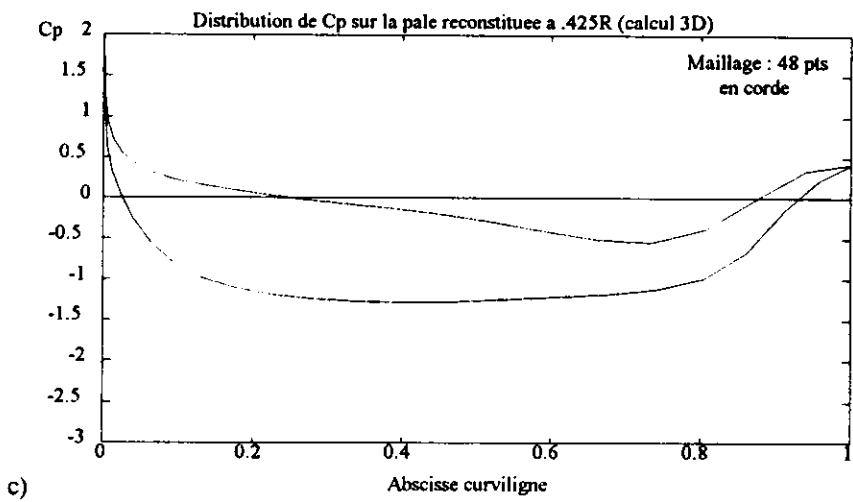
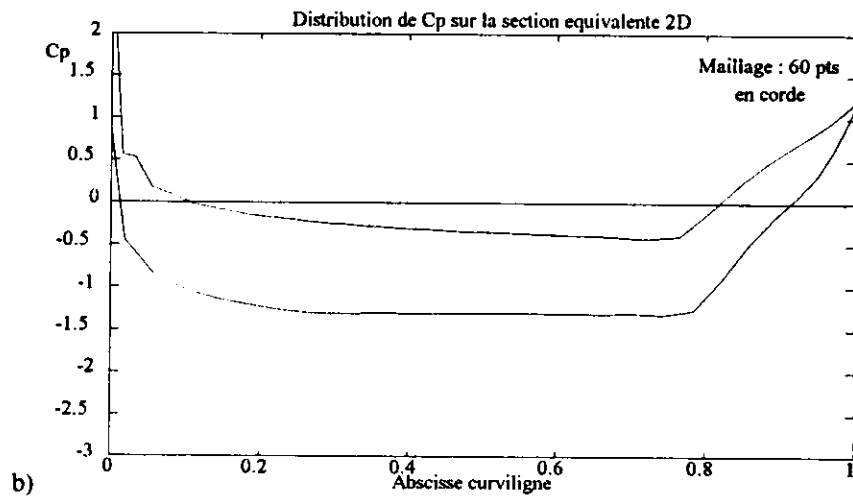
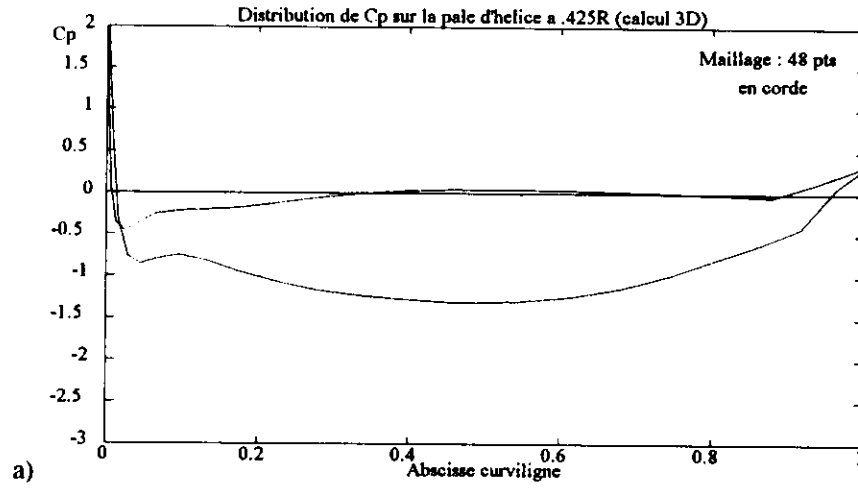


Figure 5 : Etude de la cavitation sur une section de pale d'hélice à 0.425R.