

7^e JOURNEES DE L'HYDRODYNAMIQUE

MARSEILLE - 8, 9, 10 MARS 1999

CONTROLE DU SILLAGE TURBULENT D'UN CORPS FUSELE

Lilian Descotte et Stéphane Cordier

Bassin d'essais des Carènes

Chaussée du Vexin

27100 Val de Reuil

tel: 02 32 59 78 85 descotte@becvdr.dga.fr

tel: 02 32 59 78 47 cordier@becvdr.dga.fr

Résumé

Les essais de propulseur, à échelle réduite, derrière carène sont confrontés au problème de la similitude en nombre de Reynolds que l'on ne peut pas respecter même avec de grands moyens d'essais.

On s'attache ici, plus particulièrement, à l'écoulement sur la carène. Ce problème de similitude concerne d'abord la vitesse débitante dans le disque du propulseur (coefficient de sillage) et les performances propulsives telles que la vitesse de rotation, la poussée et la puissance. Dans le cas d'études du fonctionnement cavitant et du bruit rayonné par le propulseur, il devient important de simuler la distribution spatiale des vitesses et éventuellement de la turbulence dans le sillage. Plusieurs solutions ont été imaginées pour simuler au mieux la similitude en nombre de Reynolds dans différents laboratoires. La solution retenue et installée sur un modèle est le soufflage de la couche limite.

L'objectif de cette étude était de valider expérimentalement l'efficacité d'un tel procédé de contrôle de couche limite, d'étudier les caractéristiques du sillage obtenu et de quantifier l'effet des modifications induites sur le sillage et sur les performances d'une hélice.

Abstract

Propulsor tests at model scale behind a ship model are faced with the problem that Reynolds number similarity cannot be met, even if large test facilities are used.

In the work we are specifically concerned with the flow similarity over the hull. This issue concerns the mean flow into the propulsor (wake fraction) and the powering characteristics such as shaft speed, thrust and power. When cavitation or hydroacoustic studies are concerned, it becomes important to simulate the three dimensional distribution of velocities, and perhaps the turbulence properties in the propeller plane. Several means of altering the flow over the hull in order to simulate Reynolds number similarity have been studied and tested in different laboratories. Boundary layer blowing has been selected and implemented on a model.

The goal of this study was to validate experimentally the effectiveness of this boundary control method, to study the characteristics of the wakes generated, and to quantify the effect of these changes in wake on the steady and unsteady performances of a propeller.

INTRODUCTION

Les essais à échelle réduite dans le domaine de l'hydrodynamique navale sont confrontés au problème de la similitude en nombre de Reynolds que l'on ne peut pas respecter même avec de grands moyens d'essais. Ce problème de similitude nécessite l'utilisation de méthodes d'extrapolation adaptées aux grandeurs recherchées : résistance visqueuse, efforts sur des plans portants et hélices, décollements, cavitation du tourbillon marginal, etc...

On s'attache ici, à l'écoulement autour de la carène et plus particulièrement dans le plan du propulseur. En effet, le champ de vitesse en ce lieu détermine la vitesse débitante dans le disque du propulseur (coefficient de sillage) et les performances propulsives telles que la vitesse de rotation, la poussée et la puissance. Dans le cas d'études du fonctionnement cavitant et du bruit rayonné par le propulseur, il devient important de simuler la distribution spatiale des vitesses (carte de sillage) et éventuellement de la turbulence.

L'importance des effets du nombre de Reynolds sur le sillage dans la gamme de 10^7 à $7 \cdot 10^7$ a déjà été mis en évidence au GTH par la réalisation de mesures par vélocimétrie laser 3D derrière un même modèle pour des vitesses d'écoulement les plus écartées possible, généralement entre 1 et 2 m/s pour la vitesse la plus faible et 12 m/s, vitesse la plus élevée réalisable dans la grande veine de ce tunnel [1, 2, 3].

En ce qui concerne le coefficient de sillage, différentes méthodes empiriques (BA69, ITTC, Holtrop) permettent d'extrapoler au réel le coefficient de sillage effectif identifié sur modèle lors des essais d'autopropulsion. On peut aussi avoir recours à des bases de données : CATHY développé au Bassin d'essais des carènes, ou PROPER développé dans le cadre du CRS. Même si ces méthodes sont d'une précision limitée, elles sont généralement suffisantes pour prédire les performances propulsives du navire au réel (vitesse, puissance nombre de tours) et il n'est pas nécessaire de réaliser une carte de sillage du navire et de l'extrapoler.

Lorsqu'il faut prendre en compte la non-homogénéité du sillage, pour la conception d'une hélice généralement, il se pose le problème d'extrapoler au réel la carte de sillage 3D mesurée sur modèle à un nombre de Reynolds plus faible. Les cartes de sillage détaillées obtenues au GTH sur certains navires ont permis la mise au point des méthodes d'extrapolation de la carte de sillage 3D [1]. Le calcul en écoulement réel (Navier-Stokes) constitue une alternative qui devient de plus en plus précise [4].

Un autre domaine d'application où il serait nécessaire de disposer d'une carte de sillage en similitude avec le réel est lors d'essais de cavitation et de bruit [9]. Ces essais étant réalisés en présence d'un modèle à l'échelle de la carène réelle ($1/20^{\text{ème}}$ à $1/40^{\text{ème}}$), le sillage obtenu n'est donc pas en similitude.

Plusieurs solutions ont été imaginées pour respecter au mieux la similitude en nombre de Reynolds dans différents moyens d'essais [5,6,7,8] :

- contrôle de la transition par chauffage,
- réduction de la longueur du corps amont,
- contraction de la veine pour s'adapter à un tube de courant correspondant à l'écoulement réel,
- utilisation de polymères dans l'écoulement,
- aspiration de la couche limite,
- soufflage de la couche limite.

La solution qui consiste à changer le fluide utilisé (air ou hélium liquide) n'est pas satisfaisante car les phénomènes de cavitation ne seraient pas reproduits. Les autres solutions

ont été étudiées et la dernière, soufflage de la couche limite, a été retenue pour des raisons pratiques : elle est la plus simple à mettre en œuvre et ne nécessite pas de modification de forme de la carène. Le soufflage pariétal sur le corps du fuseau permet d'injecter un débit de quantité de mouvement qui accélère la partie la plus ralentie de la couche limite. L'utilisation du soufflage permet en utilisant des vitesses d'éjection relativement élevées (près de 2 fois la vitesse extérieure à la couche limite) d'obtenir un gain de quantité de mouvement important avec un débit relativement faible.

L'objectif de cette étude était de valider expérimentalement l'efficacité d'un tel procédé de contrôle de couche limite, d'étudier les caractéristiques du sillage obtenu et de quantifier l'effet des modifications induites sur le sillage pour une configuration avec ou sans empennage sur le cône arrière du corps fuselé. On présente également, des résultats illustrant l'effet de ces modifications du sillage sur les performances d'un propulseur.

Cette étude s'est déroulée en 3 phases principales :

- Détermination des caractéristiques générales de la fente de soufflage par calculs Navier-Stokes bidimensionnels,
- Conception et fabrication du modèle expérimental,
- Réalisation et dépouillement des essais au GTH.

PARAMETRES DE SOUFFLAGE

Des calculs Navier-Stokes bidimensionnels axisymétriques ont été effectués sur une forme générique d'arrière de sous-marin pour optimiser les dimensions de la fente de soufflage, son emplacement sur la maquette, et le débit nécessaire en fonction des profils de vitesse désirés dans le disque hélice.

Les paramètres de définition de la fente sont illustrés sur la figure 1 :

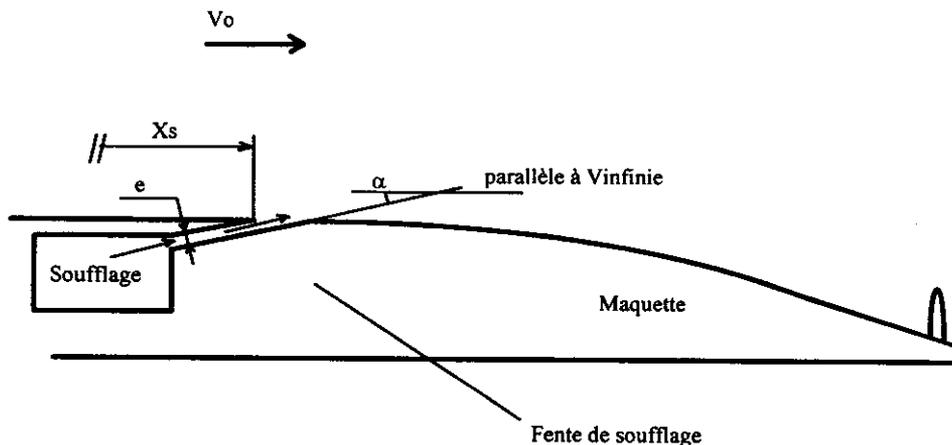


Figure 1 : Paramètres caractéristiques de la fente de soufflage

- avec e : épaisseur de la fente,
 X_s : distance (suivant l'axe de l'écoulement) entre le nez du sous-marin et le début de la fente,
 α : incidence de la fente par rapport à l'écoulement infini

Une série de calculs a été réalisée et les distributions de vitesse dans le plan du propulseur ont été analysées pour identifier le meilleur compromis vitesse, débit, et position axiale de la fente. Le débit doit être minimisé pour réduire les problèmes d'intégration au montage expérimental de la canalisation associée, en particulier dans la jambe support. Pour un débit de quantité de mouvement désiré, on cherche donc à augmenter la vitesse de jet et réduire l'épaisseur de la fente. Ensuite, la distance de la fente en amont doit être suffisamment importante pour que le jet se diffuse et pour que le point d'inflexion dans la distribution de vitesse disparaisse. Une réduction de l'épaisseur de la fente permet de diffuser le jet plus rapidement. Le compromis obtenu se situe autour d'une vitesse de jet de l'ordre de 2 fois la vitesse extérieure à la couche limite et un coefficient de débit de l'ordre de 1 à 2 %.

MONTAGE EXPERIMENTAL

Les essais se sont déroulés dans la grande veine du Grand Tunnel Hydrodynamique (GTH) du Bassin d'essais des carènes. Cette veine est de section rectangulaire (2m*1.35m), de 10m de longueur. La vitesse maximale possible est de 12m/s. Le mât portant la maquette est fixé sur le toit de la veine.

La figure 2 présente un schéma en coupe du montage expérimental. Le modèle a une longueur de 4.34 m et un diamètre de 0.447 m. Il est constitué de 3 grandes parties (partie avant, tronçon de soufflage et partie arrière comprenant la motorisation et l'instrumentation). Le tronçon de soufflage comprend la fente de 1 mm d'épaisseur, inclinée de 10° par rapport à l'écoulement extérieur. Cette fente est située à 65% de la longueur de la maquette. Le tronçon de soufflage est alimenté en eau, via une chambre de tranquillisation, par un conduit qui traverse le mât portant la maquette. L'eau utilisée pour le contrôle de couche limite est prélevée dans la cuve aval du tunnel et pompée dans le montage. La pompe a été implantée le plus bas possible au niveau du tunnel pour éviter les problèmes de cavitation dans la pompe. Un débitmètre de type venturi de dimensions appropriées a été construit, étalonné, et implanté dans le circuit de soufflage en aval de la pompe (surpression).

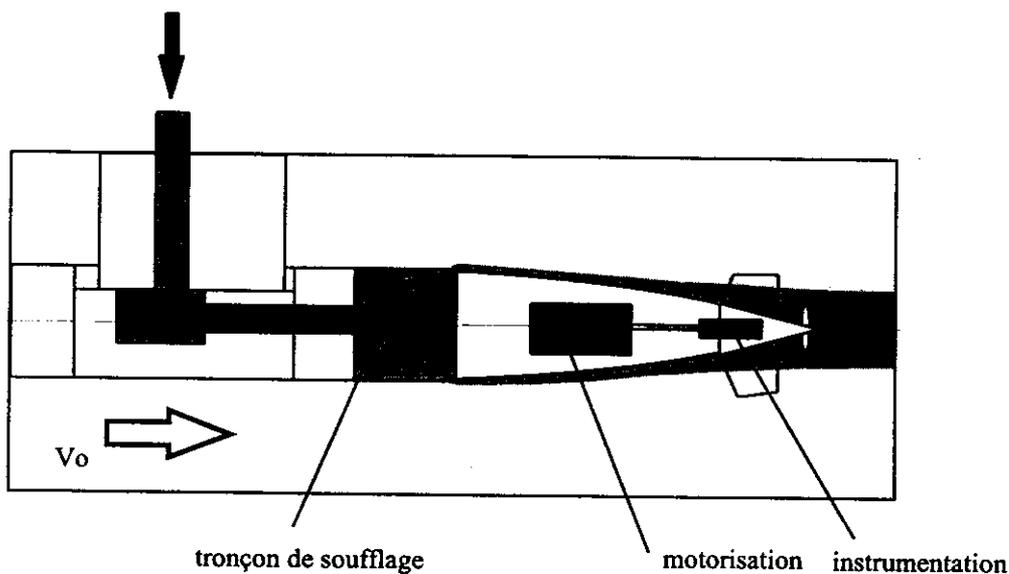


Figure 2 : Schéma d'implantation du tronçon de soufflage dans le montage expérimental

Le débit maximal mesuré dans le circuit de soufflage était de l'ordre de 20l/s. La vitesse veine a été choisie autour de 5 m/s de manière à pouvoir réaliser 4 coefficients de débit de soufflage : $C_{q0}=0$, $C_{q1}=0.016$, $C_{q2}=0.021$, $C_{q3}=0.025$ ($C_{qi}=Q_i/V_0/\pi/R_{\text{corps}}^2$).

La maquette peut être équipée de différents appendices que l'on trouve sur un sous-marin : pont, massif, barres de massif, barres de direction et de plongée sur la partie arrière. Le modèle permet aussi d'accueillir dans l'arrière-corps la motorisation et le dynamomètre (couple, poussée) nécessaires aux essais d'hélice. Les résultats présentés ici concernent les configurations carène nue et carène avec l'empennage (barres de direction et barres de plongée).

Diverses mesures ont été effectuées sur cette maquette lors de plusieurs campagnes d'essais :

- vélocimétrie laser 3D,
- efforts moyens sur l'hélice (couple, poussée),
- poussée fluctuante sur l'hélice,
- bruit rayonné,
- pressions fluctuantes sur coque.

La mesure d'efforts fluctuants développée au Bassin d'essais des carènes permet de qualifier un propulseur sur le point du bruit basse fréquence en s'affranchissant des problèmes de bruit de fond et de confinement des mesures acoustiques dans cette gamme de fréquence. Les résultats présentés ici concerneront plus particulièrement les mesures laser et les performances propulsives.

RESULTATS EXPERIMENTAUX

Qualification du soufflage

Le système de soufflage et le comportement du jet pour différents débits a fait l'objet d'essais spécifiques pour calibrer le système. En effet, la prise en compte des différentes pertes de charge dans le circuit de soufflage et le choix de la pompe devaient faire l'objet d'une vérification. De même, le comportement du profil de vitesse en aval de la fente d'injection en fonction du paramètre de soufflage devait être vérifié. Cette qualification a été faite pour la configuration carène nue.

La figure 3 compare la distribution radiale des vitesses axiales mesurées pour différents débits de soufflage pour trois positions axiales, soit en sortie de la fente de soufflage, au milieu de l'arrière corps et finalement, plus en aval, dans le plan de l'hélice. $z+$ représente la distance à la paroi.

On constate que le jet créé par la fente de soufflage se diffuse graduellement pour donner des profils de vitesse monotones dans le plan de l'hélice. Cette figure démontre l'intérêt de ce dispositif de contrôle de couche limite, qui permet de modifier fortement le profil de vitesse par la simple variation de la vitesse de la pompe. Dans le plan de l'hélice, on constate un écart entre les profils de vitesses mesurés sans soufflage à 5m/s ($Re=3 \cdot 10^7$) et 12 m/s ($Re=7 \cdot 10^7$) qui constitue l'effet de Reynolds mesuré sur modèle. Les écarts que l'on obtient entre les profils de vitesse pour différents débits de soufflage à 5 m/s permettent largement de compenser cet effet et il apparaît donc possible d'atteindre des profils de vitesse correspondant à des nombres de Reynolds très élevés dont ceux du réel (10^9).

Sillage sans empennage

Pour quantifier les modifications des profils de vitesse, on définit le coefficient de sillage nominal :

$$w_n = 1 - \frac{1}{S_{hélice} S_{hélice}} \int \frac{V_x(r, \theta)}{V_o} dS = 1 - \frac{1}{\pi(R_{hélice}^2 - R_{min}^2)} \int_0^{2\pi} \int_{R_{min}}^{R_{hélice}} \frac{V_x(r, \theta)}{V_o} r dr d\theta$$

La figure 4 résume les coefficients de sillage nominal obtenus en fonction du rayon pour les 4 conditions de soufflage à 5m/s et la condition sans soufflage à 12m/s, pour 5 distances à la paroi (20mm, 40mm, 60mm, 80mm et 100mm). On note que le coefficient de sillage diminue fortement lorsque le rayon augmente et que le soufflage accélère de manière plus marquée les rayons les plus faibles et permet de corriger l'effet de Reynolds entre 5 m/s et 12 m/s avec un coefficient de débit de 1.6%.

On peut juger le gain substantiel en sillage, obtenu en soufflant la couche limite. A 5m/s, le sillage nominal peut être diminué de moitié avec le système de soufflage mis en place. De même, le soufflage permet de réduire considérablement le sillage par rapport aux résultats à 12m/s non soufflés.

Sillage avec empennage

La présence d'empennage engendre des ralentissements plus importants et inhomogènes dans le disque hélice. Cet effet peut être mis en avant en soustrayant aux mesures avec empennage, la reconstruction de la carte sans empennage. La figure 5 illustre cette comparaison pour les 2 débits de soufflage Cq0 et Cq2. Les barres modifient fortement les distributions spatiales des vitesses en générant des tourbillons en fer à cheval selon un schéma classique. Le développement de ces tourbillons entraîne une accélération de l'écoulement axial derrière les barres et le développement de zones plus ralenties entre ces zones.

La figure 6 montre la différence des cartes de vitesses axiales mesurées avec empennage pour différentes valeurs de débit de soufflage (Cq2 - Cq0). L'action du soufflage sur le sillage en amont de l'empennage entraîne une modification du développement des tourbillons en fer à cheval et apporte des modifications sensibles de la carte de sillage, en particulier pour les petits rayons à proximité des barres. L'effet de Reynolds, dans ce cas, se traduit non seulement par une réduction du ralentissement moyen mais aussi par une modification de la distribution azimutale des vitesses qui enrichit les harmoniques supérieures du sillage.

Les coefficients de sillage nominal obtenus en fonction du rayon pour la configuration avec empennage sont représentés sur la première planche de la figure 8. Les tendances sont similaires à celles obtenues sans empennage, à savoir une réduction significative du coefficient de sillage en fonction du débit de soufflage. Les modifications du coefficient de sillage engendrées par la présence de l'empennage sont mises en évidence sur la deuxième planche de la figure 8 qui montre à rayon constant la différence des coefficients de sillage avec et sans empennage.

La modification de la distribution azimutale des vitesses est illustrée par la décomposition harmonique des vitesses axiales à rayon constant sur un tour.

Le sillage nominal peut être caractérisé par sa décomposition harmonique :

$$w_n(r, \theta) = \sum_{k=0}^{\infty} Vx_k(r) \cos(k\theta + \varphi_k(r))$$

avec $Vx_k(r)$ amplitude de l'harmonique k du sillage,
 $\varphi_k(r)$ phase de l'harmonique k du sillage.

La figure 9 présente le ratio des composantes de la décomposition harmonique de Vx à rayon constant ($r/R_{\text{comps}} = 19\%$) avec et sans soufflage jusqu'au rang 4. L'effet du soufflage sur certaines composantes est considérable, l'harmonique de rang 3 par exemple est quasiment annulée. A titre indicatif, on présente sur la figure 7 les reconstructions de l'harmonique 4 du sillage nominal dans le disque hélice pour les conditions de soufflage Cq0 et Cq2. Les niveaux sont exprimés en m/s. L'allure des cartes est équivalente, mais comme remarqué sur la figure 9, les niveaux sont plus forts pour la condition avec soufflage. Pour certains cas, avec propulseur, on peut même constater une répartition spatiale différente en fonction du soufflage. Ce type de données illustre bien l'effet que peut avoir le nombre de Reynolds sur la décomposition harmonique du sillage et en conséquence sur l'excitation d'efforts instationnaires sur le propulseur.

Performances propulsives

Les coefficients de poussée $Kt = \frac{T}{\rho n^2 D^4}$ d'une hélice typique sont présentés sur la figure 10 pour les 4 cas de soufflage et le cône avec empennage. Les valeurs sont exprimées en fonction du paramètre d'avance $J_{\text{veine}} = \frac{V_0}{nD}$. Les valeurs sont adimensionnalisées par les valeurs nominales. On remarque l'effet attendu du soufflage et donc du nombre de Reynolds sur les coefficients de poussée, c'est à dire une diminution de la poussée.

A partir des différents coefficients de sillage calculés pour chaque débit de soufflage, on définit un nouveau paramètre d'avance $J_{\text{hélice}} = J_{\text{veine}} * (1 - wn)$. La première planche de la figure 11 présente les coefficients de poussée en fonction du paramètre $J_{\text{hélice}}$, pour les 2 configurations de cône. On présente sur la même figure les mesures réalisées en eau libre (pas de sillage devant l'hélice). Pour chaque configuration (avec ou sans empennage), on remarque une bonne superposition des courbes pour les 4 soufflages. Le coefficient de sillage calculé à partir des mesures de vitesse correspond exactement à la correction nécessaire du paramètre d'avance pour retrouver le même comportement de la poussée en fonction de la vitesse de rotation. Par contre, le même exercice pour les 2 configurations (avec ou sans empennage) ne fournit pas la même courbe. Pour un même coefficient de poussée Kt , le paramètre d'avance $J_{\text{hélice}}$ avec empennage est plus faible que celui sans empennage. Il semble que les écarts proviennent de différences de sillage effectif, probablement liées à la présence de l'empennage en amont de l'hélice. A titre indicatif, pour la configuration avec empennage, on construit un nouveau paramètre $J_{\text{hélice}}^*$ basé sur les coefficients de sillage nominal sans empennage $J_{\text{hélice}}^*_{\text{avec barres}} = J_{\text{veine}} * (1 - wn_{\text{sans barres}})$. Les coefficients Kt sont alors comparés sur la deuxième planche de la figure 11. Dans ce cas toutes les courbes se superposent.

La figure 12 illustre l'effet de la modification de la carte de sillage sur les mesures de poussée fluctuante sur une hélice pour 3 conditions de soufflage (Cq0, Cq2 et Cq3). Les

mesures sont présentées sous forme de densité spectrale de puissance (DSP) référencées à la poussée moyenne et au Hz. Les résultats rejoignent les remarques faites sur les décompositions harmoniques du sillage et démontrent à nouveau l'importance du nombre de Reynolds pour la prévision des performances hydro-acoustiques d'un propulseur.

CONCLUSIONS

Un dispositif de contrôle de couche limite sur un corps fuselé a été conçu, réalisé, et mis au point de telle manière à permettre de corriger le sillage des effets de nombre de Reynolds présents lors de la simulation des performances de propulseur pour des applications à grande échelle.

Les résultats obtenus montrent que le dispositif mis en place sur le montage expérimental permet d'une part de compenser l'effet de Reynolds mesuré sur modèle. Il apparaît même possible d'atteindre des profils de vitesse correspondant à des nombres de Reynolds très élevés dont ceux du réel.

On constate également que l'action du soufflage sur le sillage en amont de l'empennage entraîne une modification du développement des tourbillons en fer à cheval et apporte des modifications sensibles de la carte de sillage tant sur le ralentissement moyen que sur la distribution azimutale des vitesses, ce qui constitue un point important pour la conception d'un propulseur. On retrouve d'ailleurs cette modification sur les spectres de poussée fluctuante, ce qui démontre bien l'importance du nombre de Reynolds pour la prévision des performances hydro-acoustiques d'un propulseur.

REFERENCES

- 1 L. Briancon-Marjollet, S. Cordier, J-M. Laurens et J. Raulo « Effect of wake scaling on the prediction of propeller cavitation » CAV'95, Deauville, France, May 1995
- 2 S. Cordier, F. Legrand et J-C. Pinard « Hull and shaft wake interaction » Propeller and Shafting 1997, September 1997
- 3 F. Legrand "Essais du Cdt Rivière - Mesures de Sillage", Rapport du Bassin d'Essais des Carènes, Etude 2552, Pièce No.2, Janvier 1995.
- 4 J.C. Pinard "Etude expérimentale et numérique du sillage en amont d'une hélice" Thèse ECN, 1997
- 5 S. Cordier "Prédiction et génération de sillage pour essais de propulseur de bâtiments de surface", Rapport du Bassin d'Essais des Carènes, Etude 2569, Pièce no.1, Novembre 1992.
- 6 High Reynolds Number Flows Using Liquid and Gaseous Helium, Springer-Verlag, J. Russell Editeur
- 7 Viscous Drag Reduction in Boundary Layers, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol 123, AIAA, D. Bushnell et J. Hefner, éditeurs.
- 8 G. Lauchle, et G. Gurney, "Laminar Boundary Layer Stability on a Heated Underwater Body", Technical Memorandum, Applied Research Laboratory, PSU/ARL-TM-83-157, Janvier 1983.
- 9 S. Jessup, K. Remmers, et W. Berberich, "Comparative cavitation performance evaluation of a naval surface ship propeller", ASME 1993, Cavitation Inception, pp 51-62

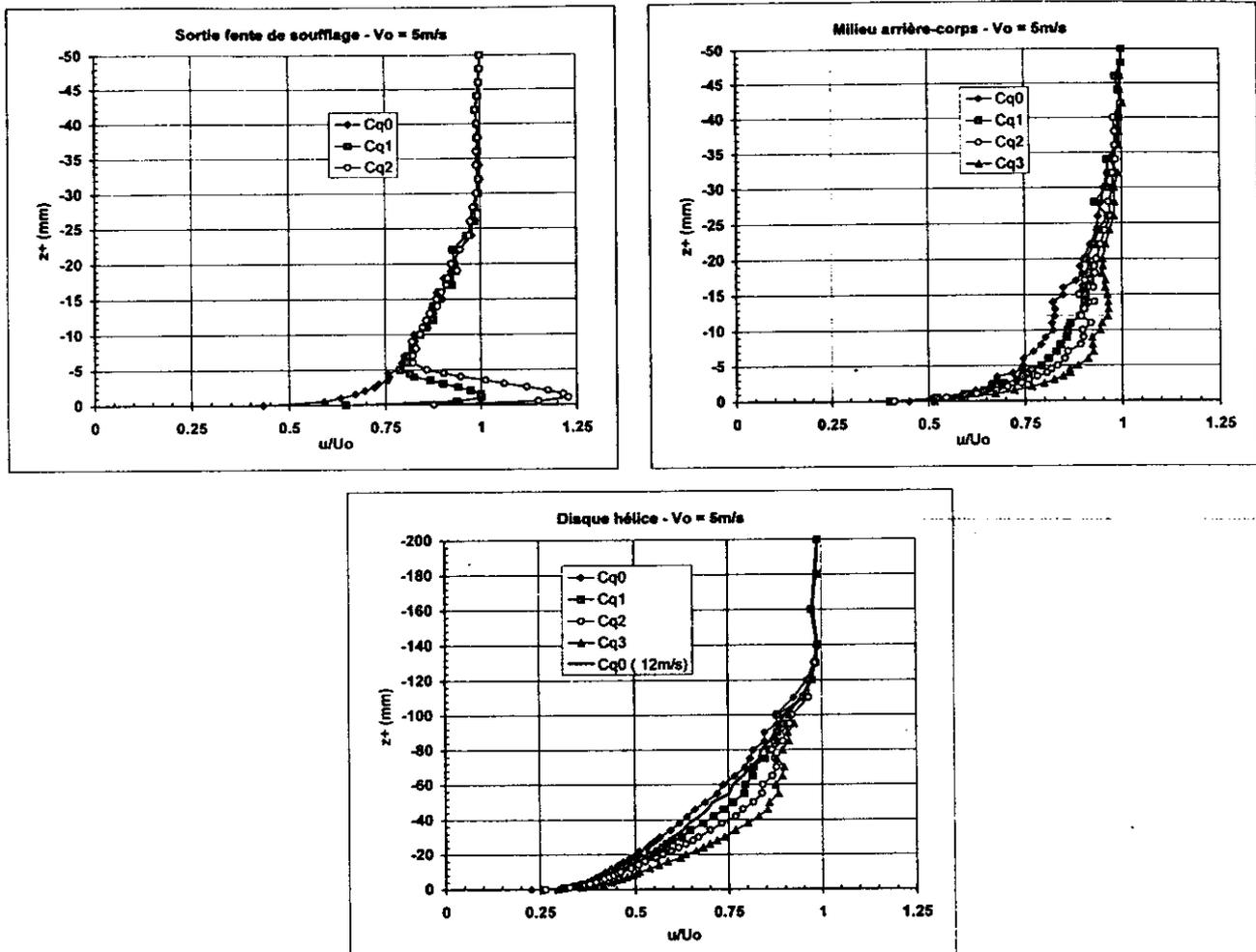


Figure 3 : Evolution des profils de vitesses mesurés pour 3 positions axiales pour différents débits de soufflage

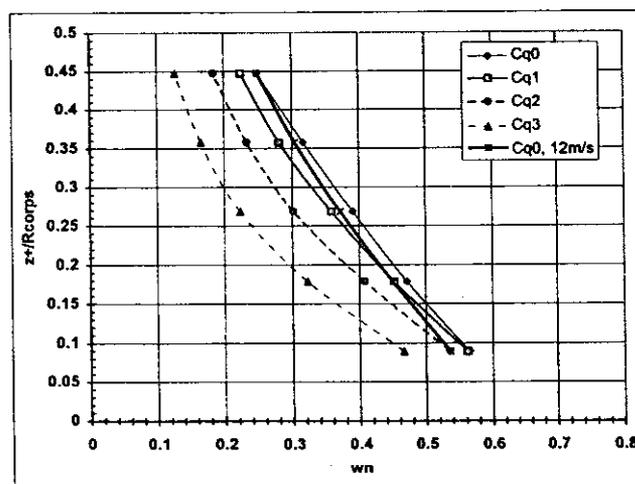


Figure 4 : Evolution du coefficient de sillage nominal en fonction du rayon (sans empennage)

216

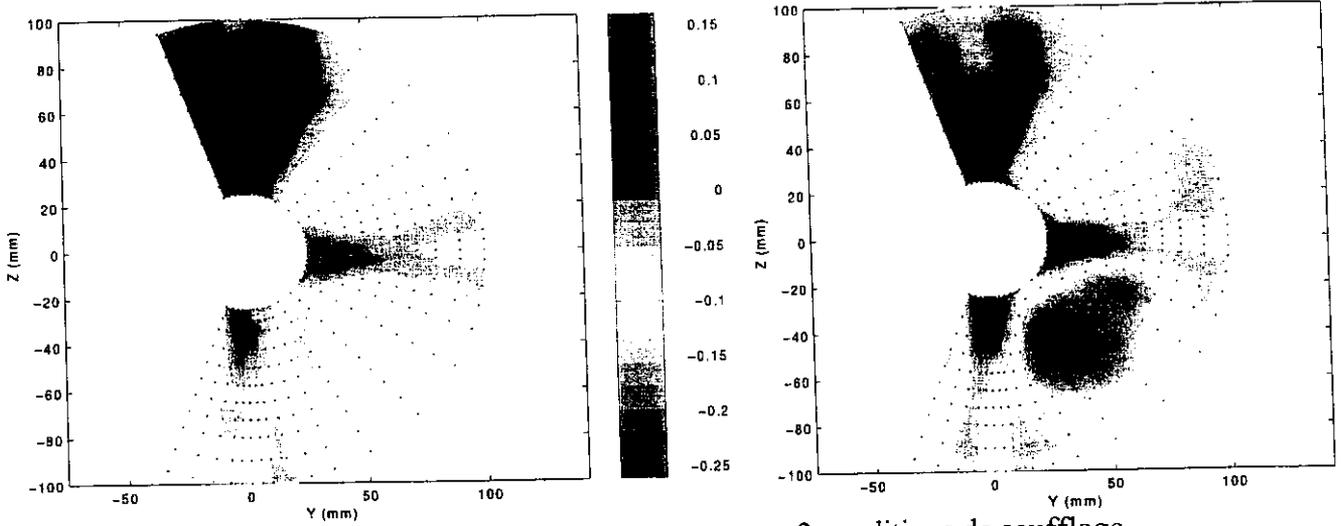


Figure 5 : Effet de l'empennage pour 2 conditions de soufflage (composante axiale)

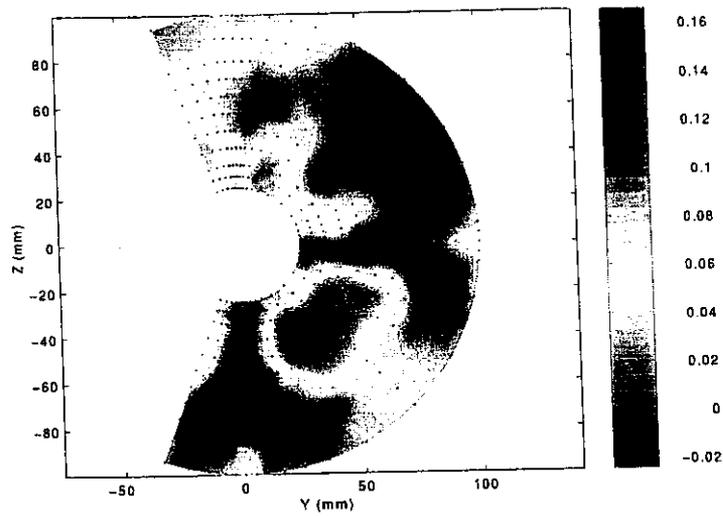


Figure 6 : Effet du soufflage sur le sillage avec empennage (composante axiale, $C_{q2} - C_{q0}$)

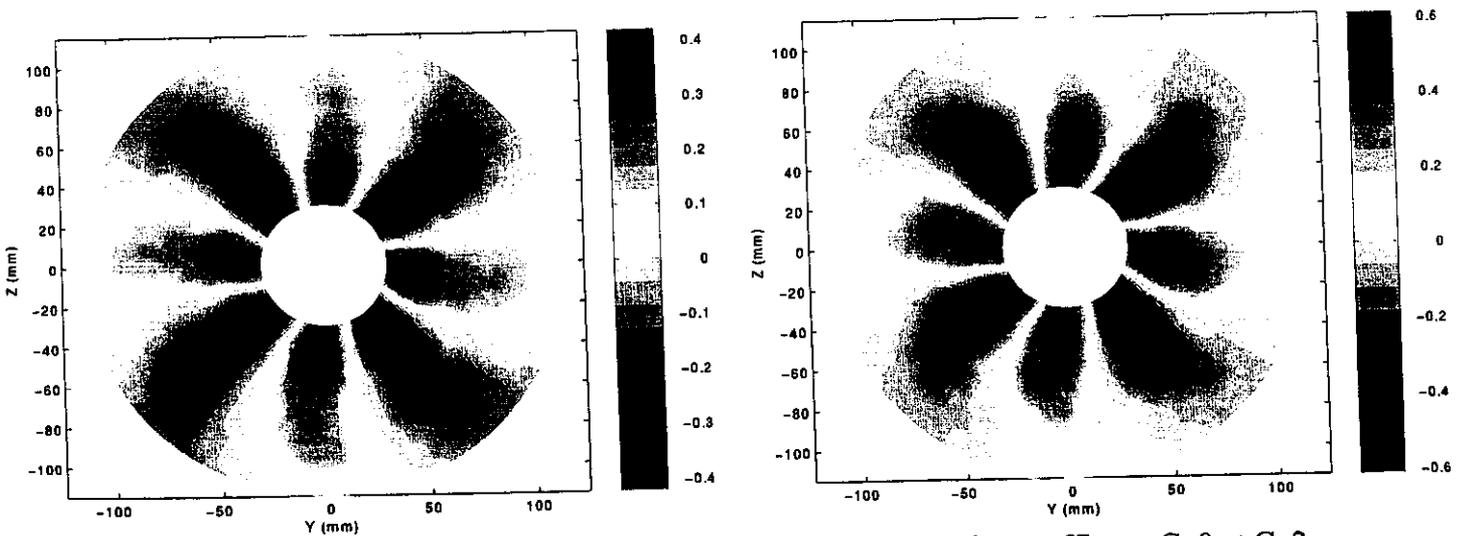


Figure 7 : Reconstruction de l'harmonique 4 du sillage pour les soufflages C_{q0} et C_{q2}

218

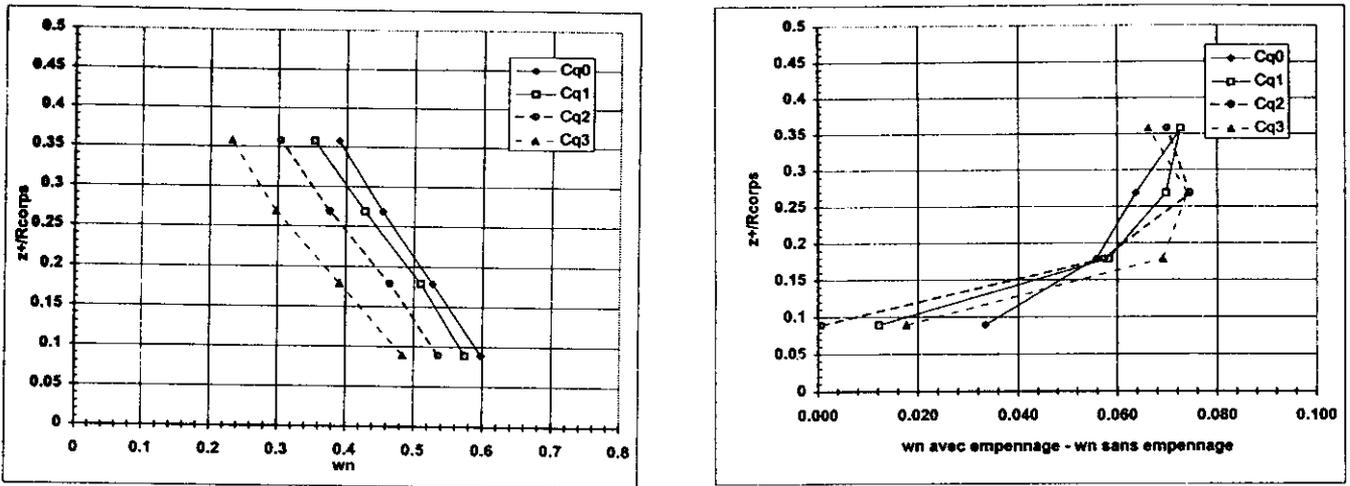


Figure 8 : Evolution du coefficient de sillage nominal en fonction du rayon (avec empennage) et (avec empennage - sans empennage)

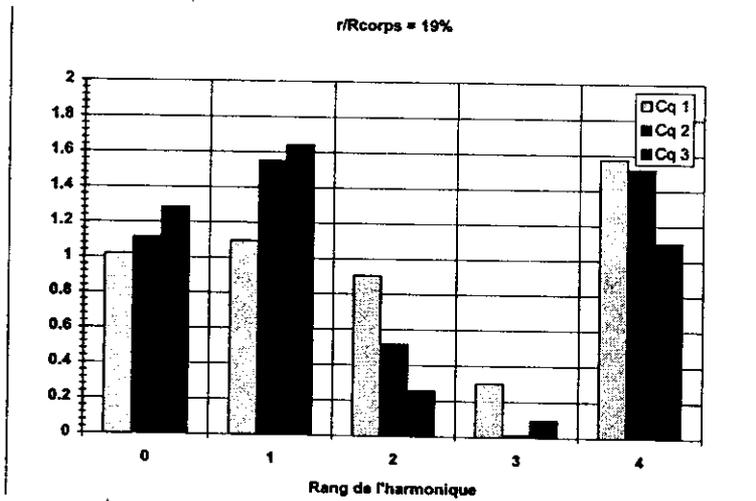


Figure 9 : Effet du soufflage sur la décomposition harmonique du sillage (Composante axiale avec soufflage / composante axiale sans soufflage)

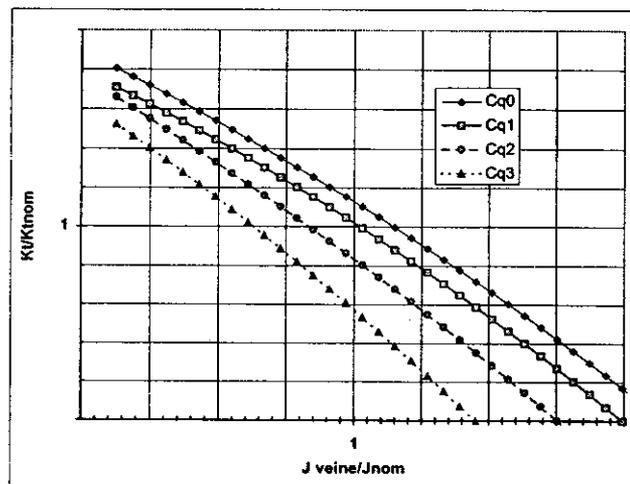


Figure 10 : Influence du soufflage sur les coefficients de poussée (sans empennage)

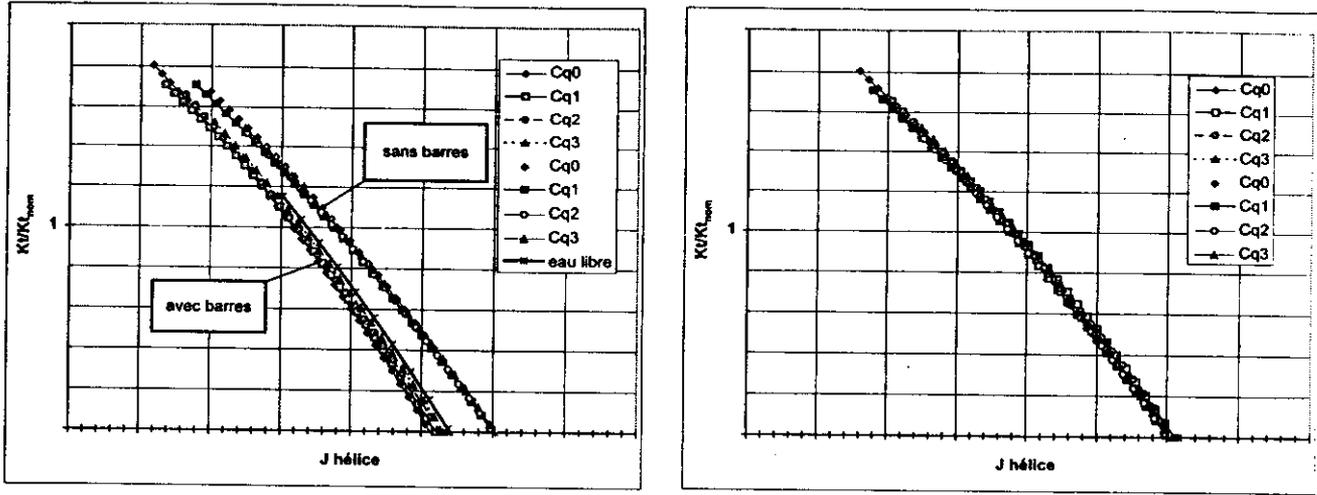


Figure 11 : Influence de l'empennage sur les coefficients de poussée

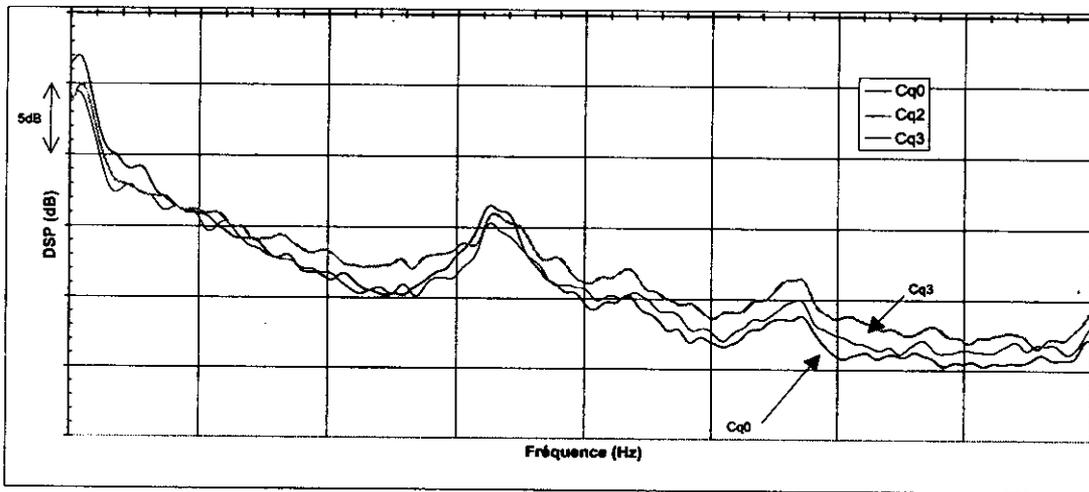


Figure 12 : Spectres de poussée fluctuante en fonction du soufflage