

ANÁLISE DO EFEITO DE UM TUBULÃO ACELERADOR NA EFICÁCIA DE UM  
PROPULSOR KAPLAN

THIAGO MARINHO DE VASCONCELOS

PROJETO FINAL SUBMETIDO AO CORPO DOCENTE DO DEPARTAMENTO DE  
ENGENHARIA NAVAL E OCEÂNICA DA UNIVERSIDADE FEDERAL DO RIO DE  
JANEIRO COMO PARTE DOS REQUISITOS NECESSÁRIOS PARA A OBTENÇÃO  
DO TÍTULO DE ENGENHEIRO NAVAL E OCEÂNICO.

Aprovado por:

---

D.Sc. Paulo de Tarso Themistocles Esperança

---

Dr. Ing. Sergio Hamilton Sphaier

---

Engº Joel Sena Sales Junior

---

Engº Marcelo de Araujo Vitola

RIO DE JANEIRO, RJ - BRASIL

NOVEMBRO/2012

## CONTEÚDO

1	Introdução .....	2
2	Metodologia.....	2
3	A Geometria do Propulsor Hélice .....	3
3.1	Parâmetros Gerais .....	3
3.2	A Geometria do Propulsor da Série Kaplan .....	7
4	Métodos de previsão de desempenho .....	10
4.1	Método do Elemento de Pé .....	10
4.2	Método de Volumes Finitos .....	13
4.3	Método Experimental.....	14
4.4	Avaliação teórica do efeito do tubulão no propulsor .....	15
5	Análise numérica do desempenho .....	19
5.1	Modelo de Turbulência .....	19
5.2	Arranjos e Domínio do Ensaio .....	19
5.3	Discretização do Domínio.....	21
5.4	Condições de Contorno .....	23
5.5	Avaliação dos Resultados.....	25
6	Análise experimental do desempenho .....	29
6.1	Fabricação do propulsor .....	29
6.2	Artefato de ensaio.....	33
6.3	Condições de contorno do ensaio.....	35
6.4	Avaliação dos Resultados.....	36
7	Efeito do Tubulão na Performance .....	40
8	Conclusão .....	45
9	Referências Bibliográficas.....	46

## **1 INTRODUÇÃO**

Para o projeto e produção de um propulsor hélice é necessário o domínio de diversas ferramentas e processos, desde a representação numérica de sua geometria e processo de fabricação até modelos numéricos e experimentais de estimativa de seu desempenho.

Devido a complexidade da geometria e necessidade de uso de material de boa resistência mecânica, uma das soluções mais adequadas para a fabricação de um propulsor é a usinagem com controle numérico (Computer Aided Manufacturing - CAM).

Modelos de dinâmica dos fluidos computacional (CFD - Computational Fluid Dynamic), após calibrados, permitem a avaliação rápida do desempenho de diferentes formas de propulsor em diversas condições de operação, possibilitando o desenvolvimento de uma geometria diferente de séries sistemáticas tradicionalmente usadas no projeto de propulsores.

Modelos experimentais de avaliação do desempenho permitem a verificação de avanços no projeto feitos em modelos numéricos e a validação ou não das hipóteses de projeto assumidas neste estágio.

Este trabalho trata do desenvolvimento de uma metodologia de projeto de propulsores e verificação de seu desempenho para uso em posicionamento dinâmico com foco em estudar o efeito que a presença de um "tubulão acelerador" provoca em seu desempenho.

## **2 METODOLOGIA**

O propulsor escolhido como objeto de estudo neste trabalho é um propulsor hélice da série Kaplan com o tubulão acelerador modelo 19A. Sua geometria foi determinada pelos parâmetros que o caracterizam e sua previsão de desempenho obtida através dos polinômios regressivos da série sistemática para sua operação em conjunto com um tubulão.

Para avaliar o efeito do tubulão no desempenho de um propulsor foi necessário o uso de modelos teóricos, numéricos e experimentais em condições de operação com e sem o tubulão.

O desempenho do propulsor foi analisado pelo modelo numérico em configurações com o propulsor e tubulão, sendo a qualidade do modelo avaliada pela comparação com os resultados obtidos da série Kaplan.

Apenas o propulsor hélice foi fabricado, devido a dificuldades práticas na fabricação do tubulão e limites estabelecidos no escopo deste projeto. A fabricação propulsor foi realizada a partir do modelo numérico da sua geometria como parâmetro de entrada para um software de fabricação assistida por computador "CAM" para usinagem em alumínio deste.

Para verificar a consistência dos modelos numéricos e experimentais, este propulsor fabricado foi ensaiado em um artefato desenvolvido para medir empuxo, torque e rotação que foram comparados com os valores obtidos pelo modelo numérico para a configuração sem tubulão.

Finalmente, os resultados experimentais foram analisados e comparados com a previsão de desempenho da série sistemática e foi realizada uma avaliação da estimativa do efeito do tubulão na performance do propulsor.

### 3 A GEOMETRIA DO PROPULSOR HÉLICE

#### 3.1 PARÂMETROS GERAIS

Os eixos do sistema de coordenadas adotado estão alinhados da seguinte maneira. O eixo 'x' é coincidente com o eixo de rotação do propulsor, os eixos 'y' e 'z' estão na direção radial do propulsor.

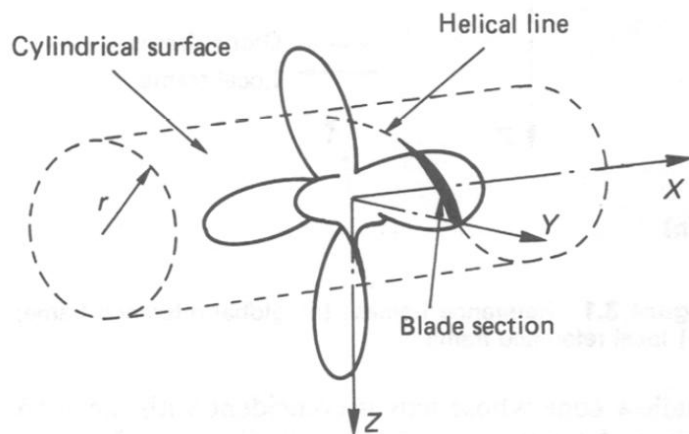


Figura 1 - Eixos de Referência

A geometria de propulsores hélices geralmente é parametrizada em função de 4 parâmetros básicos: diâmetro, razão de passo, razão de áreas e número de pás. Estes parâmetros serão apresentados a seguir:

- Diâmetro (D)

Corresponde ao diâmetro da circunferência circunscrita às pás do hélice, normal ao eixo de rotação. O valor de área desta circunferência equivale a área do disco propulsor “A0”.

- Razão de Passo (P/D)

Corresponde ao valor do passo ("pitch") do hélice adimensionalizado em razão do valor do diâmetro. O passo é a medida de quanto uma seção do hélice avança, na direção do eixo de rotação(x) a cada volta completa, considerando um escorregamento nulo.

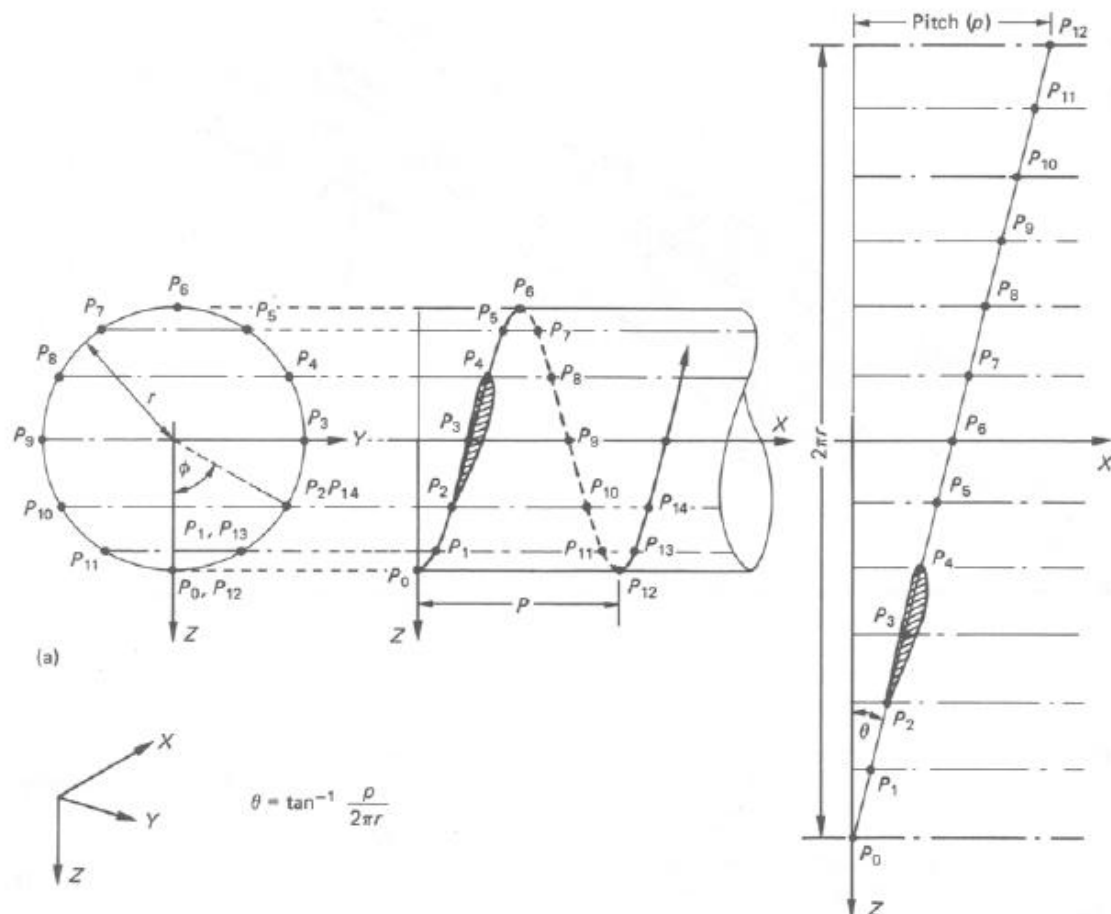


Figura 2 - Definição de Passo do Propulsor

O valor do passo pode variar em função da distância na direção do raio do hélice. Para utilização como referência este valor é usualmente medido na seção da pá que se localiza a 70% do raio do hélice, na distância normal ao eixo de rotação(x).

- Razão de Áreas ( $A_e/A_0$ )

A razão de áreas é outro valor adimensional, de grande relevância para a análise de cavitação. A área de referência utilizada é igual à área do disco propulsor  $A_0 = \pi \cdot D^2/4$ . O valor de Área Expandida ( $A_e$ ) equivale à área formada pelo contorno da distribuição de cordas ao longo do raio da pá.

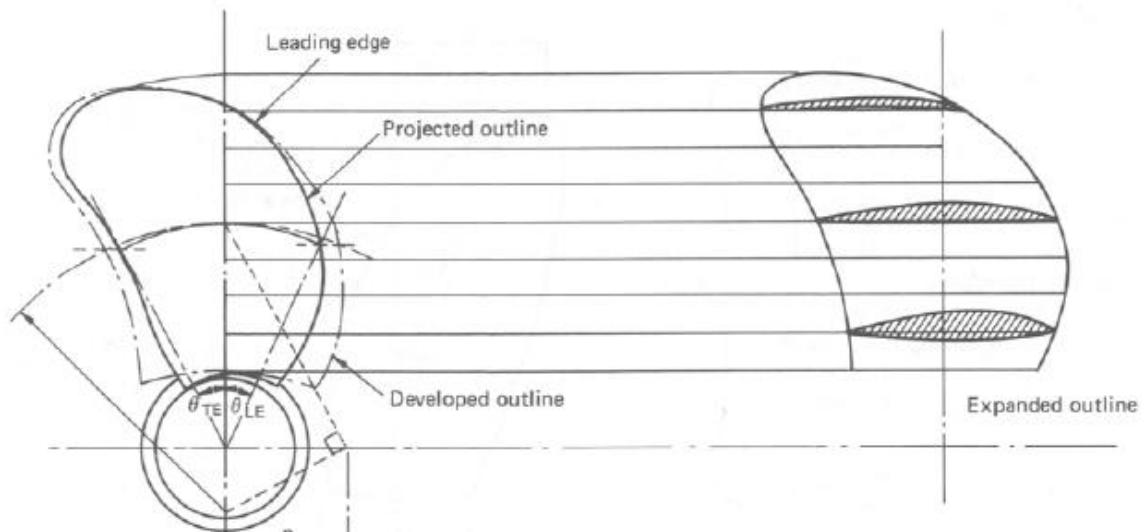


Figura 3 - Definições das Áreas de Referência

- Número de Pás ( $Z$ )

O número de pás de um hélice é um valor inteiro, que indica a quantidade de pás que um propulsor hélice possui. O espaçamento entre elas correspondem a  $360^\circ$  dividido por  $Z$ .

De maneira geral chamamos a superfície da pá mais a ré da embarcação de Face (alta pressão), a superfície mais a vante de Dorso (baixa pressão) e a parte cilíndrica que é fixada ao eixo e une as pás de Bosso.

Além destes parâmetros para descrevermos de forma completa um propulsor do tipo hélice é importante reconhecermos a forma de suas seções e a variação de sua posição ao longo do raio. Estas características podem ser descritas pelo ângulo de Rake, distribuição de Skew, distribuição de Corda e distribuição de Espessura das seções.

- Ângulo de Rake

O ângulo de Rake determina um offset no eixo "x" da linha geratriz. Cada seção da pá será desenhada com sua origem na posição " $X_0[r]$ " igual a:

$$Xo[r] = \text{Seno}(\text{Rake}) \times r$$

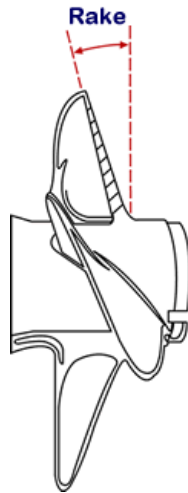


Figura 4 - Definição de Rake

- Distribuição de Skew

O valor de Skew ("S[r]") varia em função do raio da seção, este se refere a um "offset" na direção angular. Normalmente este valor é normalizado em função da corda da seção e determina a posição angular da origem de cada seção.

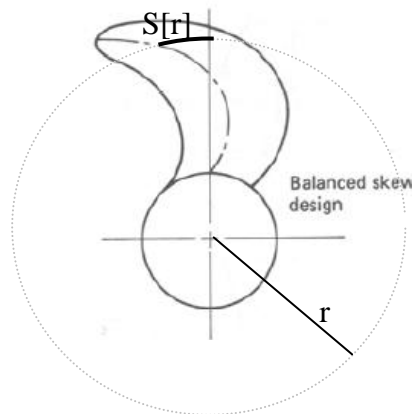


Figura 5 - Definição de Skew

- Distribuição de Corda (C)

A distribuição de corda corresponde a variação da corda de cada seção em função da posição radial destas. A corda de uma seção plana é a distância medida em uma linha reta entre o bordo de ataque e o bordo de fuga de cada seção. No caso do propulsor as seções são desenhadas no sistema de coordenadas cilíndricas, logo temos uma seção curva e o valor da corda será referente ao perímetro do arco de circunferência que une o bordo de ataque ao bordo de fuga.

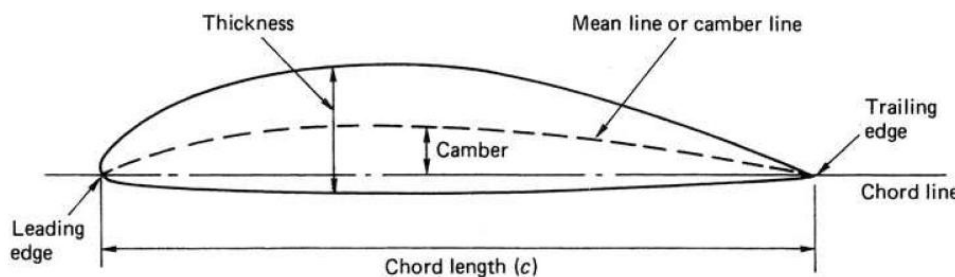


Figura 6 - Definição de Corda

- Distribuição de Espessura

A espessura é medida pela distância da face ao dorso na direção normal à linha de camber. O valor de espessura da seção varia em função da distância ao bordo de ataque e pode variar também em função do raio da seção.

*Ordinates of the  $K_a$ -screw series*

$r/R$	<i>Distance of the ordinates from the maximum thickness</i>											
	<i>From maximum thickness to trailing edge</i>					<i>From maximum thickness to leading edge</i>						
	100%	80%	60%	40%	20%	20%	40%	60%	80%	90%	95%	100%
	<i>Ordinates for the back</i>											
0.2	–	38.23	63.65	82.40	95.00	97.92	90.83	77.19	55.00	38.75	27.40	–
0.3	–	39.05	66.63	84.14	95.86	97.63	90.06	75.62	53.02	37.87	27.57	–
0.4	–	40.56	66.94	85.69	96.25	97.22	88.89	73.61	50.00	34.72	25.83	–
0.5	–	41.77	68.59	86.42	96.60	96.77	87.10	70.46	45.84	30.22	22.24	–
0.6	–	43.58	68.26	85.89	96.47	96.47	85.89	68.26	43.58	28.59	20.44	–
0.7	–	45.31	69.24	86.33	96.58	96.58	86.33	69.24	45.31	30.79	22.88	–
0.8	–	48.16	70.84	87.04	96.76	96.76	87.04	70.84	48.16	34.39	26.90	–
0.9	–	51.75	72.94	88.09	97.17	97.17	88.09	72.94	51.75	38.87	31.87	–
1.0	–	52.00	73.00	88.00	97.00	97.00	88.00	73.00	52.00	39.25	32.31	–
	<i>Ordinates for the face</i>											
0.2	20.21	7.29	1.77	0.1	–	0.21	1.46	4.37	10.52	16.04	20.62	33.33
0.3	13.85	4.62	1.07	–	–	0.12	0.83	2.72	6.15	8.28	10.30	21.18
0.4	9.17	2.36	0.56	–	–	–	0.42	1.39	2.92	3.89	4.44	13.47
0.5	6.62	0.68	0.17	–	–	–	0.17	0.51	1.02	1.36	1.53	7.81

*Note:* The percentages of the ordinates relate to the maximum thickness of the corresponding section.

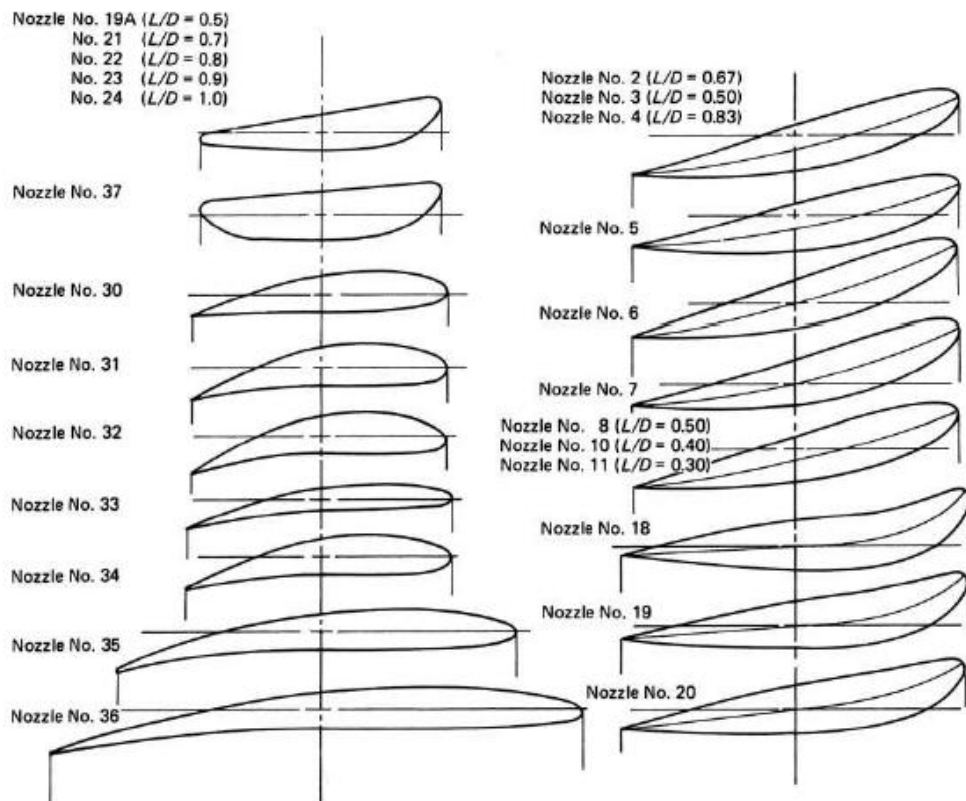
Figura 7 - Distribuição de Espessura Série Kaplan em Percentual da Espessura Máxima

### 3.2 A GEOMETRIA DO PROPULSOR DA SÉRIE KAPLAN

Os propulsores da série Kaplan possuem uma geometria particular caracterizada pelo conceito de operação em conjunto com diferentes tipos de apêndices denominados tubulões.

Estes tubulões tem por finalidade proteger o hélice em ocasiões de encalhamento e modificar o escoamento de modo a melhorar a eficiência do propulsor em uma determinada condição operacional.

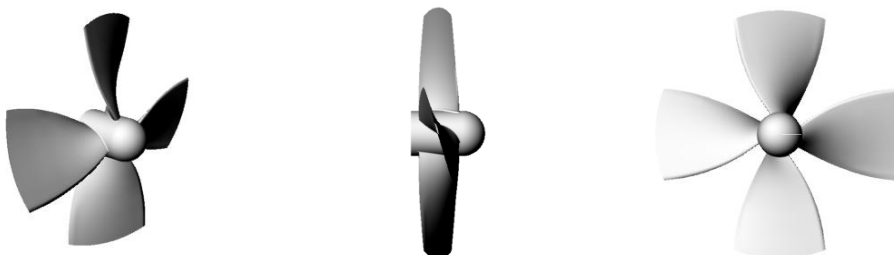




**Figura 8 - Tipos de Tubulão**

A distribuição de corda deste propulsor tem valor máximo na extremidade radial de sua pá, possui rake e skew nulo. A geometria do propulsor do tipo Kaplan foi gerada em um software comercial "PropCad" com os seguintes valores nominais, dos parâmetros requeridos para gerar um propulsor desta série sistemática.

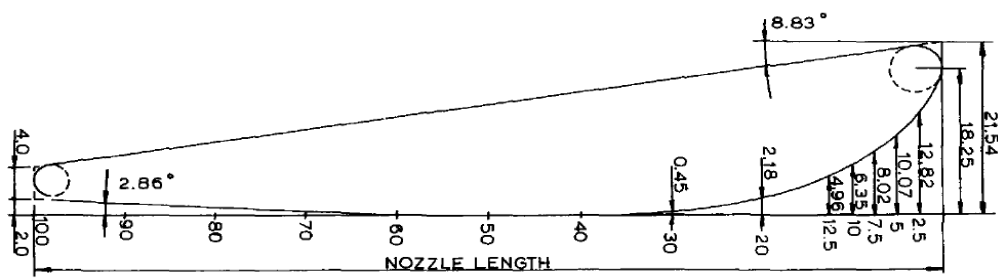
Helice: KaplanV1	
Dímetro	0,1 [m]
Número de Pás	4 [-]
Razão de Área	0,65 [-]
P/D	0,91816 [-]



**Figura 9 - Propulsor Kaplan Selecionado**

A seção do tubulão escolhida para ser analisada é a do tipo 19A, por ser comumente usada em rebocadores. Esta foi gerada em um software de modelagem numérica "Rhinceros" a

partir de pontos discretos ilustrados na figura abaixo descritiva da geometria do tubulão Kaplan retirada da tese de doutorado de Nienhuis[1].



Dimensions are given in percentage of nozzle length

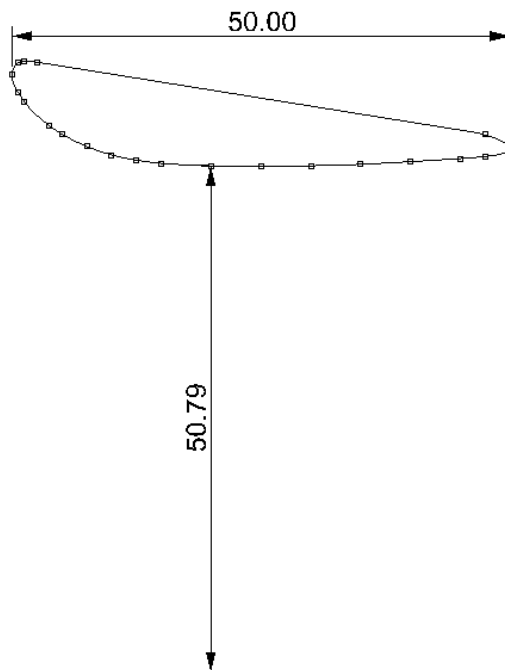


Figura 10 - Seção Tubulão 19A

A geometria completa do tubulão foi gerada de forma axissimétrica em relação ao eixo "x" com uma distância igual ao raio do propulsor mais uma folga de 0,8% entre a ponta da pá e a parede interna do tubulão.

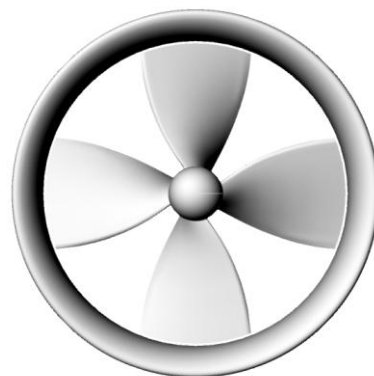


Figura 11 - Conjunto Tubulão e Propulsor Desenhado

## 4 MÉTODOS DE PREVISÃO DE DESEMPENHO

### 4.1 MÉTODO DO ELEMENTO DE PÁ

O método do elemento de pá faz uma analogia com o escoamento bidimensional em uma asa. Existe uma extensa gama de resultados para este tipo de escoamento, obtidos experimentalmente ou numericamente. A principal referência experimental de mapeamento de performance de seções de asa é o trabalho de Abbott[2], para diversos perfis NACA.

Existem softwares desenvolvidos especificamente para a solução numérica do campo de pressões e velocidades do escoamento, como Super Numerical Airfoil Creation Kit (SNACK) ou DesignFoil que utilizam o método dos painéis na sua forma bidimensional. Esta estratégia de solução do escoamento produz bons resultados para pequenos ângulos de ataque, condição usual para finalidade de engenharia, com a vantagem de permitir a solução do escoamento para qualquer geometria de seção de asa.

Os resultados, sejam estes obtidos por métodos numéricos ou experimentais, são fornecidos em tabelas e gráficos que mapeiam o coeficiente de lift e de drag em função do ângulo de ataque, que por sua vez são: a forma adimensional das forças normais e tangenciais ao escoamento uniforme incidente e o ângulo entre o escoamento incidente e a linha reta que vai do bordo de ataque ao bordo de fuga da seção da asa, respectivamente.

$$C_L = \frac{2 \times L}{\rho \times V^2 \times A} \quad ,$$
$$C_D = \frac{2 \times D}{\rho \times V^2 \times A} \quad ,$$

onde,

$C_L$  = Forma adimensional da sustentação(Lift),

$C_D$  = Forma adimensional do arrasto(Drag),

$\rho$  = Massa específica da água,

$V$  = Velocidade do escoamento incidente e

$A$  = Área de referência.

Para obtermos uma previsão do desempenho do propulsor hélice através do método dos elementos de pá é necessário caracterizar a geometria do propulsor, a condição de operação deste e as curvas de sustentação e arrasto dos perfis em função do ângulo de ataque.

Os parâmetros que precisam ser reconhecidos na geometria do propulsor são o diâmetro, número de pás, distribuição de corda e distribuição de passo.

A condição de operação é definida pela velocidade do escoamento uniforme incidente e pela velocidade de rotação.

Desta forma é possível decompor a pá do hélice em seções discretas que em composição com a soma vetorial das velocidades incidentes caracteriza uma situação análoga ao problema do escoamento uniforme em uma asa bidimensional.

Com a performance desta seção conhecida é possível estimarmos os valores de sustentação e arrasto ("lift e drag") que por sua vez devem ser decompostos nas direções de interesse para obtermos os valores de empuxo e torque do propulsor hélice.

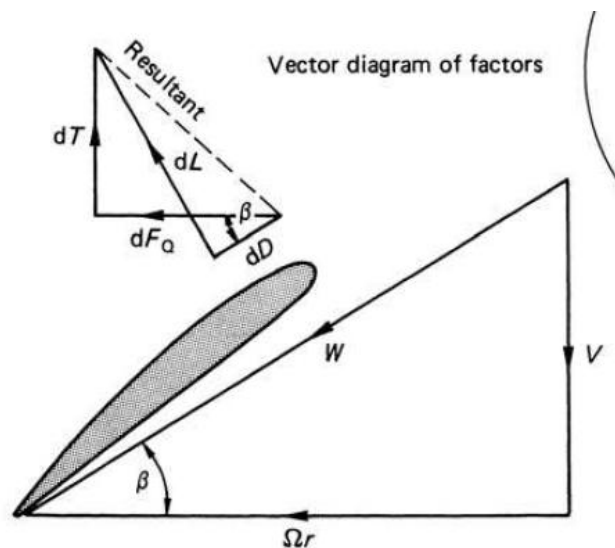


Figura 12 - Representação Vetorial do Escoamento na Seção da Pá

Da forma que este método foi apresentado ele possui inúmeras simplificações, dentre as quais citarei as mais relevantes.

Caso o desempenho da seção de asa tenha sido estimado de forma numérica, o mapeamento de CL e CD é válido apenas para pequenos ângulos de ataque. Em situações de coeficiente de avanço muito abaixo do qual o propulsor foi otimizado, este método pode sair da faixa de confiabilidade.

O propulsor hélice acelera o escoamento incidente antes mesmo deste chegar na superfície da pá, logo a magnitude do vetor de velocidade "uniforme" incidente ( $V$ ) deve ser acrescida para levar em consideração este efeito. Para cada seção de pá é possível aplicar a teoria do momento axial para estimar o valor deste acréscimo de velocidade. Esta velocidade adicional tem o efeito de diminuir o ângulo de ataque real do escoamento com a seção da pá.

O propulsor também acrescenta uma velocidade angular no escoamento na mesma direção e sentido da sua velocidade rotacional. Esta por sua vez diminui a componente rotacional da velocidade relativa incidente na seção da pá ( $\omega \times r$ ). Este efeito também contribui de forma a diminuir o ângulo de ataque real do escoamento com a seção da pá.

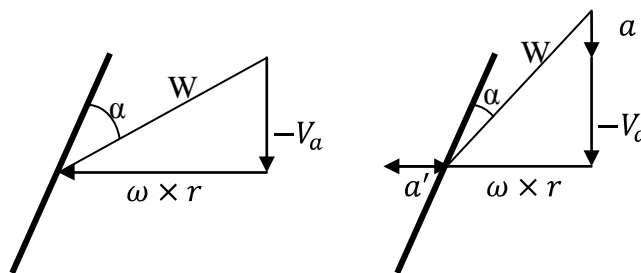


Figura 13 - Velocidades Induzidas na Seção da Pá

onde,

$W$  = Velocidade do escoamento incidente

$V_a$  = Velocidade de avanço da embarcação

$\omega$  = Velocidade angular do hélice

$r$  = Distância na direção radial da seção analisada

$\alpha$  = Ângulo de ataque do escoamento

$a$  = Velocidade axial induzida

$a'$  = Velocidade tangencial induzida

Desde a estimativa de performance da seção de asa até a maneira como as seções descritas e as forças decompostas, em nenhum momento é considerada a tridimensionalidade do escoamento, como o efeito de ponta de asa. O alto gradiente de pressões na ponta da pá, que na realidade não é infinita, faz com que haja uma componente na direção radial no escoamento da face para o dorso gerando um vórtice que afeta o escoamento em toda a extensão da pá.

É possível obter resultados adequados para um estágio inicial de um propulsor hélice com este método se utilizado em conjunto com a teoria do momentum axial conforme ilustrado no artigo de Benini[3]. Este método permite a liberdade do projetista testar diferentes características geométricas, ao contrário da seleção de um propulsor de uma série sistemática.

Este método fornece não apenas uma previsão de desempenho do propulsor mas também uma caracterização do campo de velocidades e pressão em torno do propulsor que pode ser utilizado para validar resultados obtidos através de outros métodos mais sofisticados.

## 4.2 MÉTODO DE VOLUMES FINITOS

O método de volumes finitos discretiza a superfície do propulsor e o domínio fluido para resolver as equações referentes ao campo de pressões e velocidades para cada um destes volumes.

Diversos softwares comerciais adotam o modelo de Reynolds Average Navier-Stokes (RANS), onde os termos da equação são substituídos por seus valores de média temporal mais uma componente referente a turbulência, para a solução do campo de pressão e velocidade de escoamentos. Este modelo exige a escolha de um modelo de turbulência para representar os termos "flutuantes" de velocidade.

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i} = 0,$$

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t} + u_j \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_i} \left( \nu \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} - \overline{u'_i u'_j} \right)$$

Uma das vantagens da utilização deste método numérico está na liberdade que ele permite na definição da geometria do propulsor hélice e na sua condição de operação. Este método também retrata por completo o campo de pressões e velocidade do escoamento levando em consideração os efeitos turbulentos.

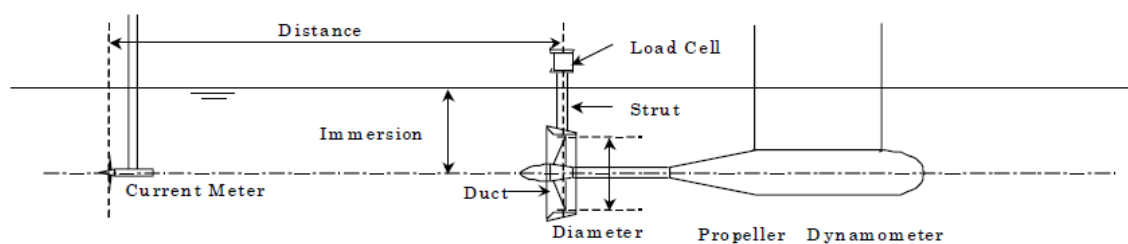
Estas características fazem deste método uma poderosa ferramenta de previsão de desempenho do propulsor hélice em diferentes configurações onde o método experimental seria inadequado ou simplesmente consumiria muitos recursos.

### 4.3 MÉTODO EXPERIMENTAL

O método experimental consiste em construir um modelo do propulsor e ensaiá-lo em um ambiente controlado com instrumentos para medições da sua condição de operação, força e momento de interesse.

A seleção de propulsores de séries sistemáticas é feita baseada em interpolações de resultados adimensionais obtidos pelo método experimental. Esta previsão de desempenho foi obtida ensaiando diferentes geometrias em diferentes condições de operações.

Durante a International Towing Tank Conference (ITTC) são produzidos documentos com procedimentos recomendados para a obtenção de resultados de performance de propulsores hélices em condições de operação de águas abertas. Foi utilizado como referência o relatório do 23º ITTC[4] conforme ilustrado na figura 14.



**Figura 14 - Esquemático Artefato de Ensaio Recomendado**

Para propulsores com tubulões é recomendado acrescentar um apoio separado para este com células de carga para medir a força de empuxo ou arrasto presente neste.

Os valores da imersão do eixo propulsor, distância entre o disco propulsor e o medidor da velocidade da corrente são determinados pelas diretrizes do relatório do ITTC.

Das células de carga são retirados os valores de empuxo e torque do propulsor, de um tacômetro a velocidade de rotação do eixo e de um medidor de velocidade de corrente é retirada a velocidade do escoamento incidente. Com estes parâmetros e com uma geometria de propulsor conhecida é possível representar a performance deste, na sua forma adimensional, de modo a extrapolar o resultado para diferentes velocidades de operação e diâmetros deste propulsor.

#### 4.4 AVALIAÇÃO TEÓRICA DO EFEITO DO TUBULÃO NO PROPULSOR

Utilizando o software comercial "NavCad" de projeto de sistemas propulsivos é possível obter uma estimativa do desempenho de um propulsor Kaplan com um tubulão acelerador de seção 19A. O software NavCad obtém esta estimativa a partir dos polinômios regressivos da série criados a partir de uma bateria de ensaios experimentais.

Como valores de entrada foram definidos os parâmetros da geometria do propulsor e tubulão definidos anteriormente. A condição de operação foi configurada de maneira a se aproximar ao ensaio de desempenho em águas abertas, do tipo free-run com coeficiente de esteira( $w$ ) e de redução de força( $t$ ) propulsiva igual a zero e rotação constante. Nesta condição de free-run o propulsor é analisado isoladamente em diferentes velocidades de avanço.

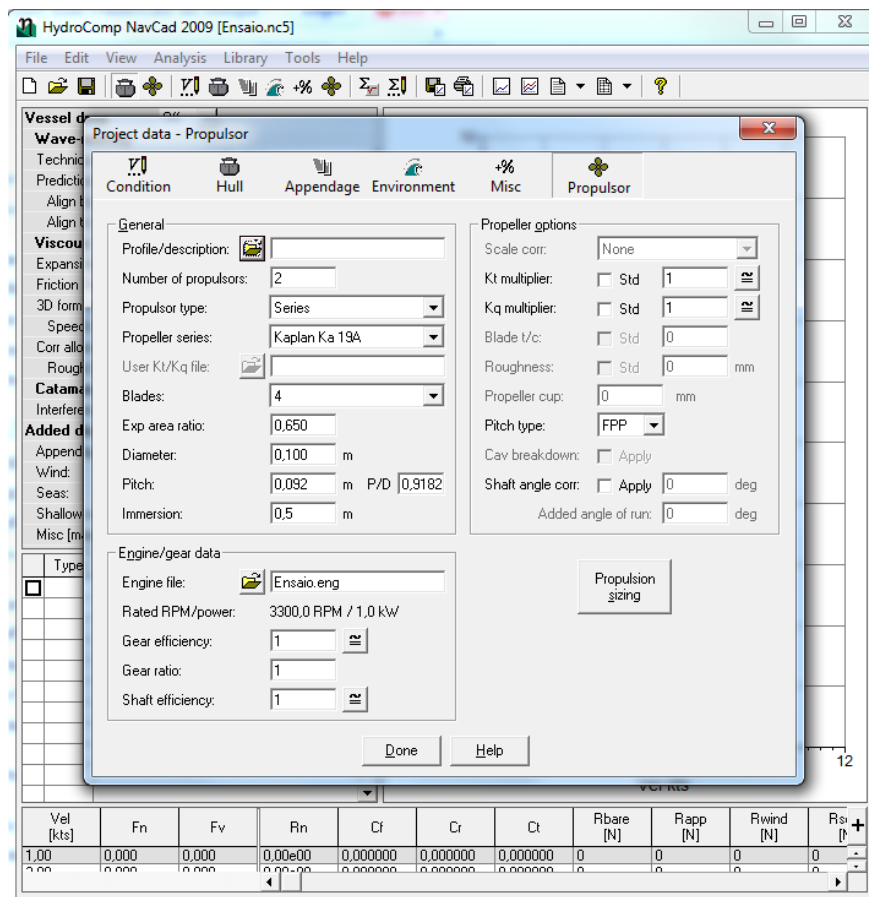


Figura 15 - Tela de Entrada de Parâmetros NavCad

Os resultados obtidos foram representados na forma adimensional em função do coeficiente de avanço.



Tabela 1 - Resultados NavCad

Vel		Velocidade Angular		Kt	Kq	Effic	J
[m/s]	[Kts]	[RPM]	[RPS]	[-]	[-]	[-]	[-]
0	0	3300	55	0,46	0,037	0%	0
0,51	1	3300	55	0,41	0,036	17%	0,09
1,03	2	3300	55	0,36	0,035	30%	0,19
1,54	3	3300	55	0,31	0,034	41%	0,28
2,06	4	3300	55	0,27	0,032	50%	0,37
2,57	5	3300	55	0,21	0,029	55%	0,47
3,08	6	3300	55	0,16	0,025	56%	0,56
3,60	7	3300	55	0,09	0,021	46%	0,65
4,11	8	3300	55	0,02	0,016	15%	0,75
4,63	9	3300	55	-0,07	0,010	-91%	0,84
5,14	10	3300	55	-0,17	0,003	-784%	0,93

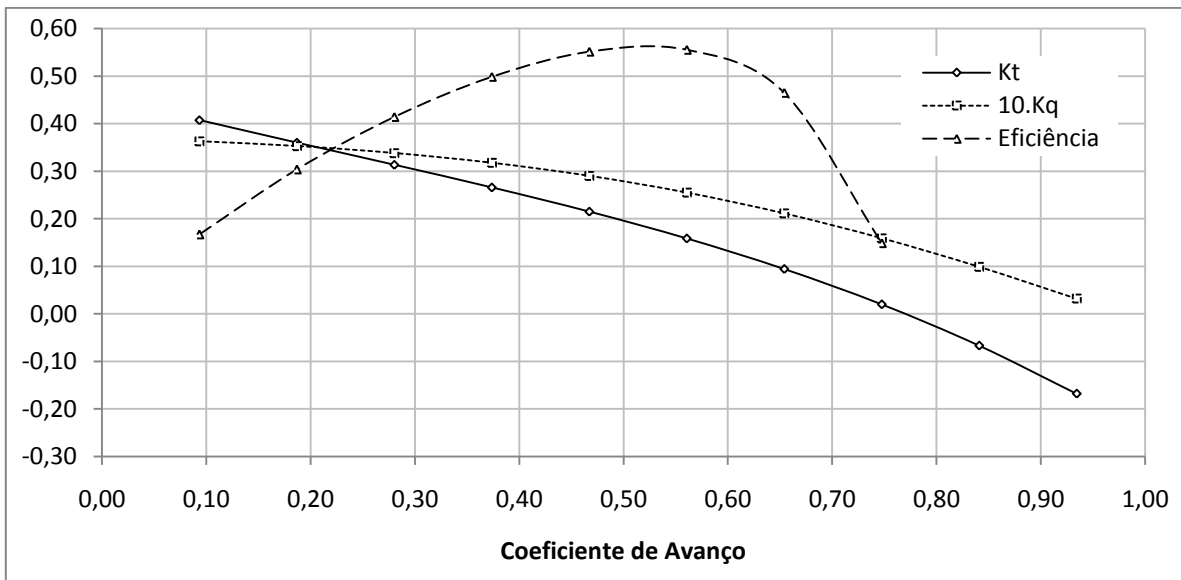


Figura 16 - Performance Propulsor Kaplan Selecionado

Onde os adimensionais Kt, Kq e J foram definidos de acordo com a formulação:

$$K_T = \frac{T}{\rho \times n^2 \times D^4} ,$$

$$K_Q = \frac{Q}{\rho \times n^2 \times D^5} e$$

$$J = \frac{V_a}{n \times D}$$

onde,

$K_T$  = Forma adimensional do empuxo,

$K_Q$  = Forma adimensional do torque,

$T$  = Empuxo[N],

$Q = \text{Torque}[N \cdot m],$

$V_a = \text{Velocidade de avanço}[m/s],$

$n = \text{Velocidade angular [rps]} e$

$D = \text{Diâmetro [m]}$

e o valor de eficiência pode ser obtido através desta relação:

$$= \frac{K_T}{K_Q} \times \frac{J}{2 \times \pi}$$

Infelizmente o software não fornece uma estimativa do desempenho para velocidade de avanço nula, por este motivo fizemos uma representação adimensional do desempenho do propulsor hélice e extrapolamos o resultado para condição de operação com o coeficiente de avanço igual a zero a partir do ajuste de um polinômio de 3º grau aos resultados obtidos.

**Tabela 2 - Polinômios Ajustados a Curva de Performance**

Polinômio KT			
a1	a2	a3	a0
-0,57058	0,320182	-0,45659	0,45825
a3	a2	a1	a0
-0,45659	0,320182	-0,57058	0,45825
Polinômio KQ			
a1	a2	a3	a0
-0,00044	-0,02977	-0,00858	0,0365243
a3	a2	a1	a0
-0,00858	-0,02977	-0,00044	0,0365243

Foi utilizado um artifício numérico para obter uma estimativa de desempenho para esta condição, uma vez que nas curvas de desempenho não é observada nenhuma descontinuidade e não existe nenhuma diferença no escoamento de um propulsor em condição de "bollard pull" para a condição com velocidade de avanço exceto na mudança do ângulo de ataque do escoamento representada pela variação do coeficiente de avanço.

Para a análise de CFD iremos ensaiar o propulsor Kaplan com o tubulão para diferentes valores do coeficiente de avanço esperando resultados equivalentes aos obtidos do software comercial.

Também será feita uma análise CFD da operação do propulsor Kaplan em uma configuração sem o tubulão. Para estimarmos qual será o efeito desta mudança na configuração no

desempenho do propulsor precisamos avaliar o efeito que o tubulão tem no escoamento. O tubulão em questão possui uma geometria acelerador, ou seja, a circulação gerada pela sua forma de asa acelera o escoamento na região do propulsor.

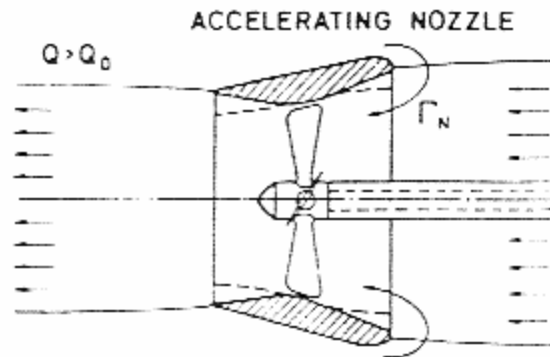


Figura 17 - Tubulão Acelerador

Logo é esperado que na configuração sem o tubulão tenhamos uma velocidade axial incidente menor no propulsor hélice. Ao analisar esta hipótese pela decomposição dos vetores de velocidade é observado que isto indica um ângulo de ataque maior na seção do propulsor.

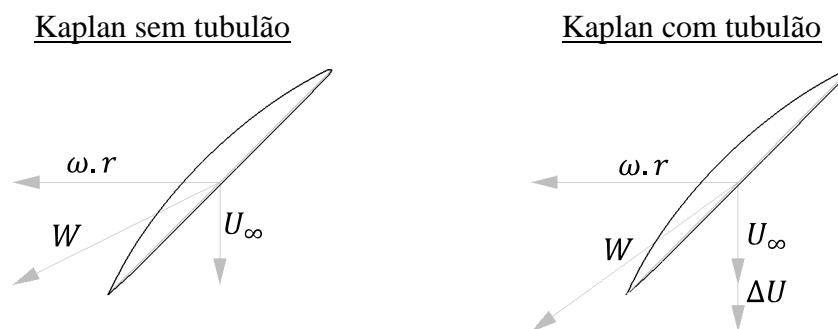


Figura 18 - Velocidade Induzida Tubulão

onde,

$\omega$  = Velocidade angular

$r$  = Coordenada radial

$U_{\infty}$  = Velocidade axial

$W$  = Velocidade escoamento incidente

$\Delta U$  = Velocidade axial adicionada pelo tubulão

É impossível avaliar através deste modelo teórico o efeito que esta alteração no campo de velocidades produzirá no desempenho do propulsor. Isto porque este é um modelo extremamente simplificado incapaz de prever diversas outras consequências do uso do

propulsor em conjunto com um tubulão acelerador, como por exemplo a redução do efeito de ponta de asa.

## **5 ANÁLISE NUMÉRICA DO DESEMPENHO**

### **5.1 MODELO DE TURBULÊNCIA**

O modelo de viscosidade turbulenta adotado nesta simulação numérica é o Shear Stress Transport (SST), que na realidade é a combinação de outros dois modelos de turbulência, o " $\kappa$ - $\epsilon$ " e " $\kappa$ - $\omega$ ". Em sua aplicação o modelo " $\kappa$ - $\omega$ " é utilizado próximo a parede, o modelo " $\kappa$ - $\epsilon$ " longe desta e é feita uma transição ponderada entre um e outro em função da distância da parede.

Sendo que o termo " $\kappa$ " se refere ao termo de energia cinética, o termo " $\epsilon$ " a dissipação e o termo " $\omega$ " a dissipação específica de turbulência

Esta estratégia é adotada porque o modelo  $\kappa$ - $\epsilon$  é o mais indicado para escoamentos com pequenas influências de tensões cisalhantes, porém não é capaz de prever o ponto e a magnitude da separação da camada limite, onde o modelo  $\kappa$ - $\omega$  é o mais indicado.

A discretização do domínio fluido deve seguir algumas recomendações presentes no manual do software, dependendo do modelo de turbulência adotado, estas características serão apresentadas na seção que trata da discretização do domínio.

### **5.2 ARRANJOS E DOMÍNIO DO ENSAIO**

Para avaliar o efeito do tubulão no propulsor hélice serão ensaiados dois arranjos diferentes, um sem e outro com o tubulão.

O domínio fluido foi dividido em 2, um externo estático e um interno aonde o hélice está presente com uma velocidade rotacional referente a velocidade de ensaio. Nesta simulação o hélice encontra-se parado e na interface ocorre uma transformação nos vetores velocidades acrescentando uma velocidade angular no domínio interno para igualar a velocidade relativa entre o propulsor e o escoamento.

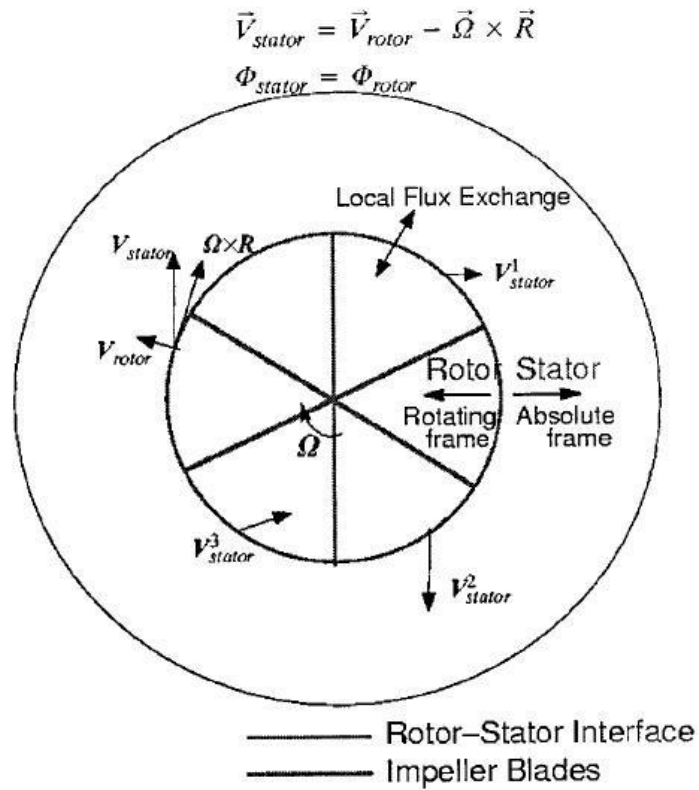


Figura 19 - Interface do Tipo "Frozen-Rotor"

As dimensões e formato do domínio fluido foram retiradas do projeto de graduação do aluno do Departamento de Engenharia Naval, Bernardo Xavier[5], onde foi realizado um estudo de independência de domínio. As dimensões do domínio utilizado estão apresentadas na figura 21, adimensionalizadas em razão do diâmetro do propulsor.

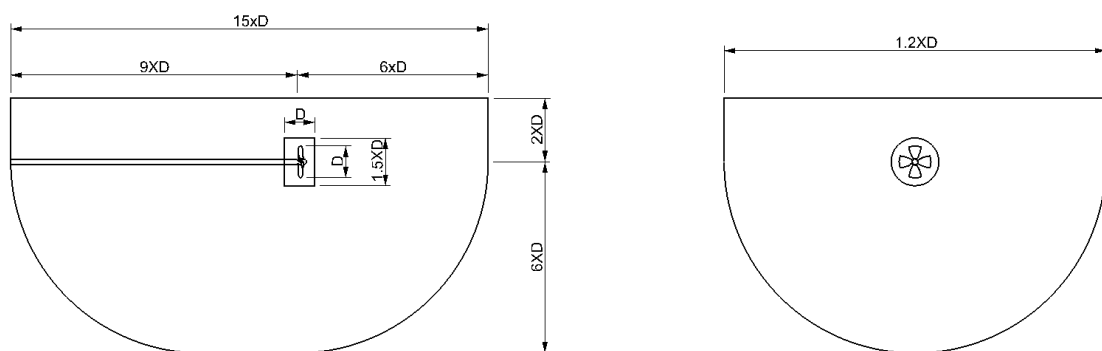


Figura 20 - Dimensões do Domínio

O domínio externo foi configurado como um domínio estático de água com as propriedades a temperatura a 25[°C], sem gradiente de pressão hidrostática, com uma pressão de referência de 1[atm] e configuração isotérmica.

O domínio interno foi configurado como um domínio com velocidade angular na direção “x” e valor igual a variável “Rot” mapeada na tabela 3. O meio fluido configurado como água a 25[°C], sem gradiente de pressão hidrostática, com uma pressão de referência de 1[atm] e configuração isotérmica.

Tabela 3 - Valores de Rotação Ensaio Numérico

Rot [RPM]	Coefficiente de Avanço
350	0,8819
500	0,6173
600	0,5144
750	0,4116
1000	0,3087
1500	0,2058
2000	0,1543

### 5.3 DISCRETIZAÇÃO DO DOMÍNIO

A discretização do domínio foi feita pelo programa "ICEM" de geração de malha. Uma malha adequada é essencial para a correta representação do escoamento. A malha é responsável por representar a geometria das superfícies dos corpos ensaiados. Devido a geometria complexa do propulsor hélice foi escolhido utilizar uma malha não-estruturada mista de tetraedros e hexaedros.

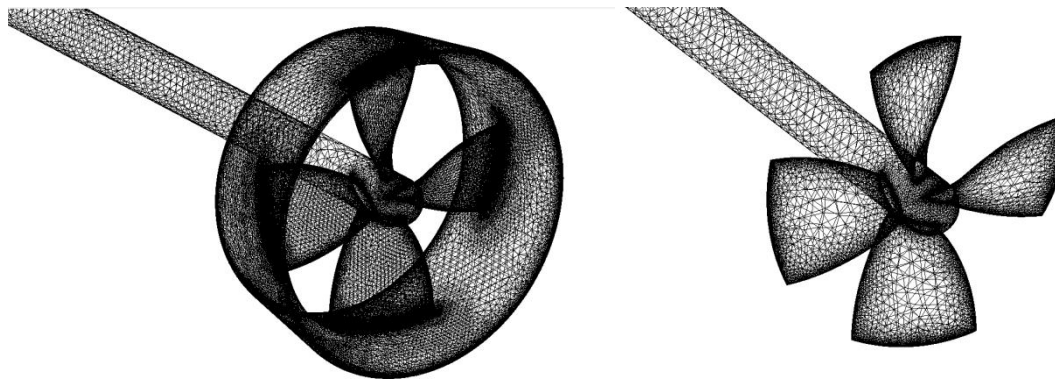


Figura 21 - Configurações de Ensaio Numérico

É necessário refinar a malha nos locais onde se espera um alto gradiente de velocidades ou pressão para representar corretamente a variação destes parâmetros localmente. Em contrapartida em locais onde o gradiente destas características é mais suave é esperado que a malha seja mais esparsa de modo a diminuir o custo computacional da solução do escoamento.

Desta forma foi definido um tamanho máximo de elemento para os domínios externos e internos de 128 e 8 mm respectivamente. Na superfície do propulsor e do eixo o tamanho dos elementos foram definidos de acordo com um desvio máximo de 1mm do centro do elemento à superfície. Para representar o adoçamento da união da pá e do bosso foi permitido um desvio máximo de 0.1mm e para a face da ponta de pá poder representar corretamente o gradiente de pressões entre a face e o dorso a malha foi refinada nesta região com valores máximos de 0.15 mm.

No bordo de ataque e no bordo de fuga o tamanho máximo do elemento foi definido como 0.5 mm para representar corretamente o alto gradiente de pressões e velocidades conforme mostrado em detalhe na figura 23.

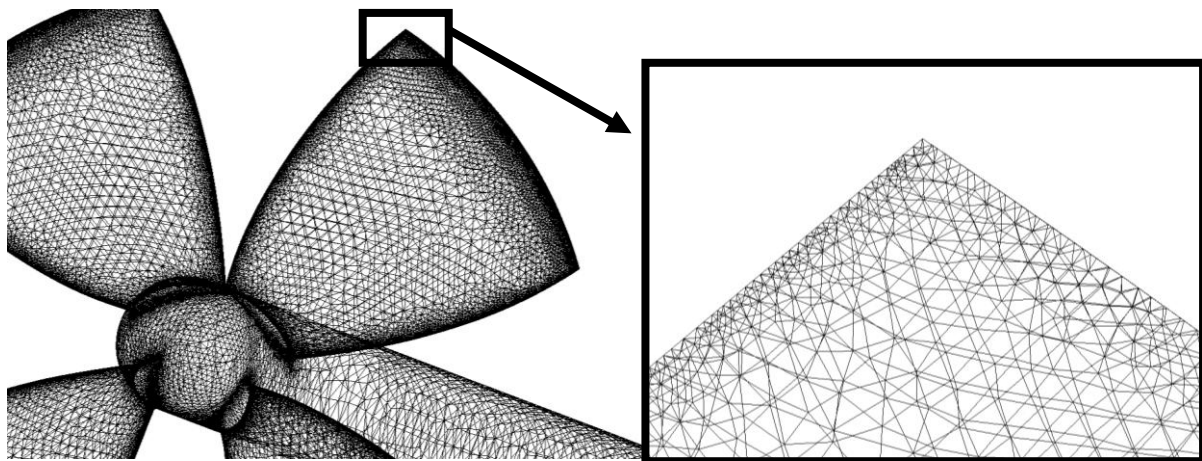


Figura 22 - Refinamento da Malha na Ponta da Pá (1)

Para que o modelo de turbulência pudesse representar corretamente a subcamada laminar viscosa foi criada uma camada de 16 prismas dentro da espessura da camada limite, extrudados a partir dos elementos das superfícies da parede e com a dimensão do primeiro elemento de modo a garantir um adimensional  $y^+$  de valor menor que 2, seguindo recomendação e formulação simplificada do manual do usuário do software "Ansys CFX".

Tabela 4 - Verificação Tamanho dos Elementos Prismáticos

$$\delta = 0.035 L Re_L^{-1/7}$$

$$\Delta y = L \Delta y^+ \sqrt[7]{4} Re_L^{-13/14}$$

L	<b>0,04</b> [m]	L	<b>0,04</b> [m]
$\Delta y+$	<b>2</b> [-]	ReL	706623,1 [-]
$(74)^{1/2}$	<b>8,602325267</b> [-]	ReL <sup>-1/7</sup>	<b>0,146016</b> [-]
$\rho(H_2O)$	1025 [kg/m <sup>3</sup> ]		
$\mu(H_2O)$	0,001003 [kg/m*s]	$\delta$	0,000204 [m]
$U_\infty$	0,5144 [m/s]	$\delta$	0,204423 [mm]
$\omega$	3300 [RPM]		
$\omega$	345,5751919 [rad/s]		
Vtang	17,27875959 [m/s]		
Vtotal	17,28641491 [m/s]		
ReL	706623,1419 [-]		
ReL <sup>-13/14</sup>	<b>3,70349E-06</b> [-]		
$\Delta y$	2,54869E-06 [m]		
$\Delta y$	<b>0,002548691</b> [mm]		
$\Delta y$ usado	0,0015 [mm]		

Foram criados prismas nas superfícies da pá do hélice, bosso e tubulão quando presente.

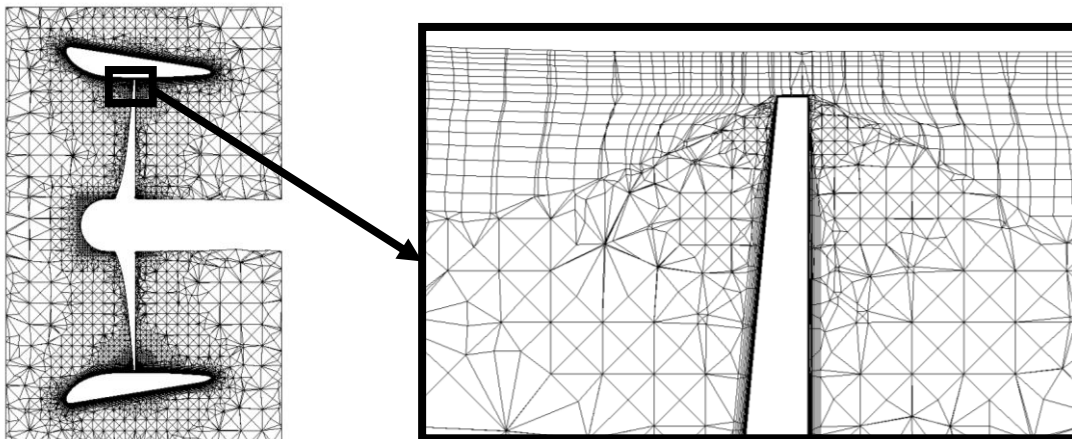


Figura 23 - Refinamento da Malha na Ponta da Pá (2)

A quantidade de elementos utilizados em cada uma das configurações de ensaio está apresentada na tabela abaixo.

Tabela 5 - Numero de Elementos da Malha

Tipo de Elemento	S/ Tubulão	C/ Tubulão
Tetraedros	887450	2934075
Prismas	813652	3346375
Piramides	7934	58669
Total de Elementos	1709036	6339119

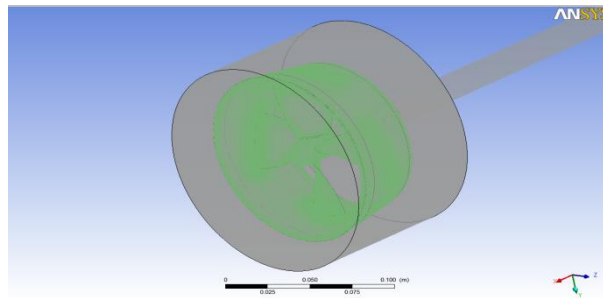
#### 5.4 CONDIÇÕES DE CONTORNO

As superfícies do domínio externo foram divididas nas seguintes partes: “INLET”, “OUTLET e SIDE”, “TOP” e “EIXO”. A interface entre os domínios foi chamada de “INTERFACE” e as superfícies do domínio interno foram divididas nas partes: “PATIP”,



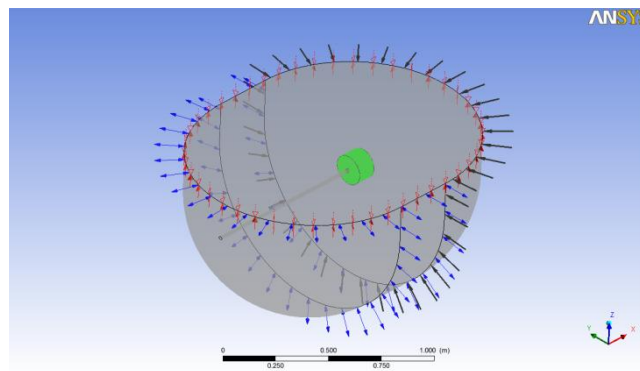
“PAFACE”, “PADORSO”, “FILLET”, “BOSSO”. Nas configurações com Tubulão as superfícies deste foram divididas em “TUBULAOIN” e “TUBULAOOUT”.

As partes referentes às superfícies da pá do hélice, do tubulão e do bossô foram definidas com a condição de parede sem escorregamento, ou seja a velocidade na parede é igual a velocidade do escoamento imediatamente próxima dela.



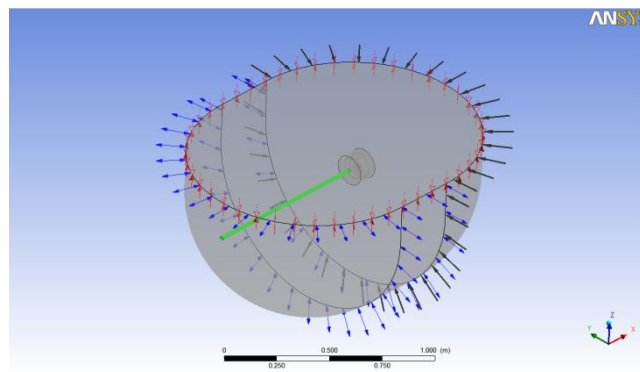
**Figura 24 - Condições de Contorno (1)**

A parte "INTERFACE" que separa os dois domínios, foi definida como do tipo "frozen rotor".



**Figura 25 - Condições de Contorno (2)**

A parte “EIXO” foi definida com uma condição de parede com escorregamento, ou seja a velocidade normal relativa à parede em sua camada imediatamente próxima é igual a zero.



**Figura 26 - Condições de Contorno (3)**

A parte “TOP” foi definida como um plano de simetria. A parte “OUTLET e SIDE” foi definida como “opening” do tipo “entrainment” com pressão relativa 0 [Pa]. A parte “INLET” foi definida como uma inlet com velocidade prescrita igual à variável “Vel” na direção “x” no sentido negativo e nula na direção “y” e “z”.

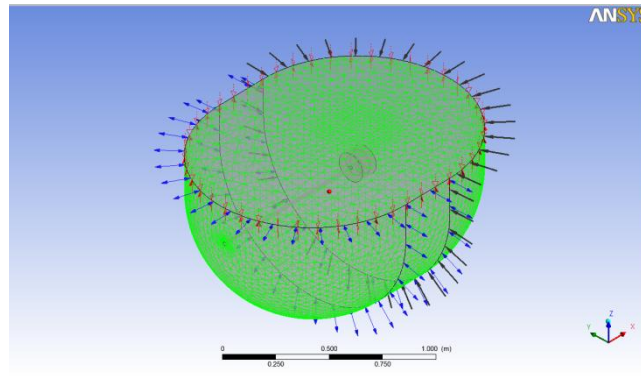
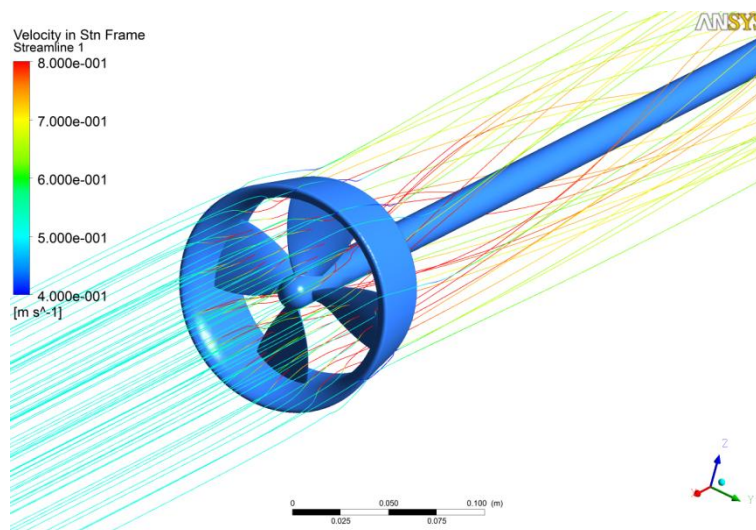
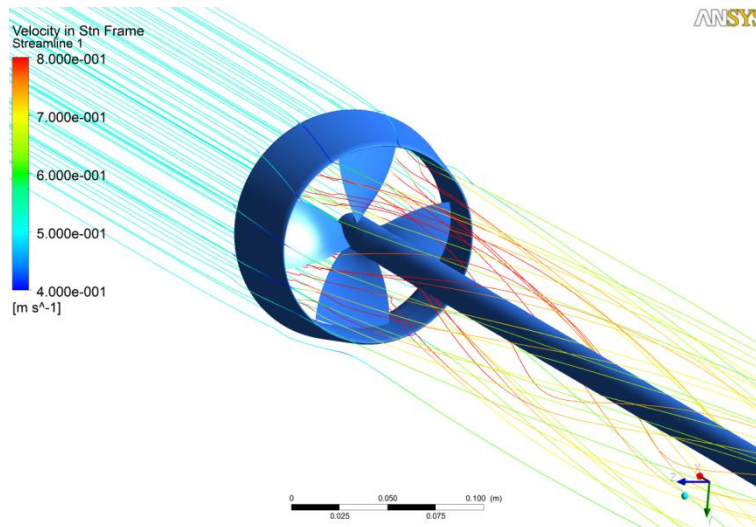


Figura 27 - Condições de Contorno (4)

## 5.5 AVALIAÇÃO DOS RESULTADOS

As simulações numéricas foram executadas até a iteração em que os resíduos "RMS" de todas as equações atingiram valores abaixo de  $10^{-5}$ . Após a solução do campo de pressão e velocidade o resultado foi analisado para verificar a coerência física desta solução. A primeira análise foi feita através da visualização das linhas de corrente que passam pelo disco propulsor.

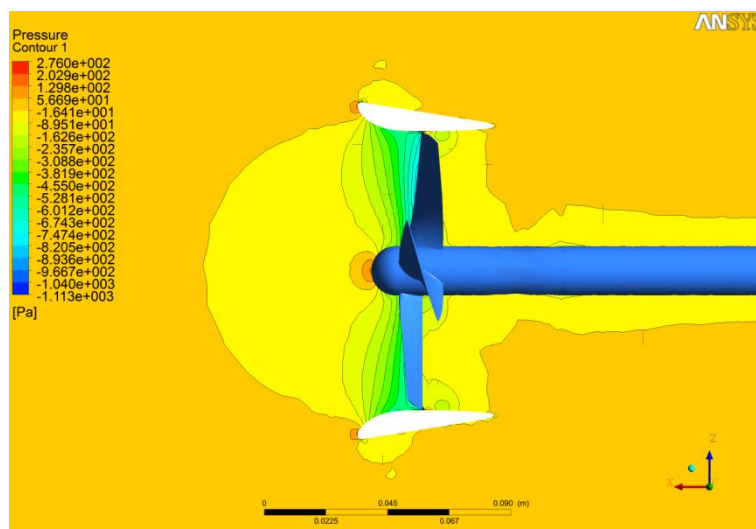




**Figura 28 - Linhas de Corrente a 600[RPM]**

Podemos observar um escoamento uniforme na entrada do propulsor e após a sua atuação este escoamento foi acelerado a ré e ganhou uma componente de velocidade angular. Este resultado está de acordo com o que era esperado.

Em seguida foi analisado o campo de pressões em um plano diametral que "atravessa" duas pás do propulsor.



**Figura 29 - Campo de Pressão, Plano Diametral a 600[RPM]**

Conforme esperado existe um valor alto de pressão a ré do propulsor e baixo a vante, caracterizando uma força de empuxo positivo conforme é esperado para esta condição de operação. A análise da suavidade do gradiente de pressão também serve como indicativo se o nível de refinamento da malha está adequado ou não.

O valor do adimensional  $y^+$  também foi avaliado para verificar a adequação da malha ao modelo de turbulência adotado.

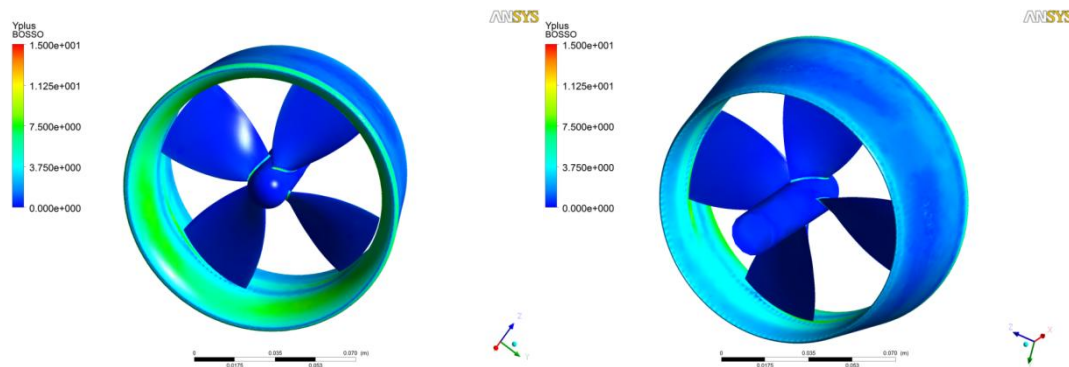


Figura 30 - Valor de  $y^+$  a 2000[RPM]

Observamos que a maior parte da superfície da pá possui um valor adequado deste adimensional, com exceção do bordo de ataque e de fuga onde as velocidades locais são bem maiores do que a velocidade utilizada como referência para dimensionar a altura do primeiro elemento prismático. Como a região em que o valor de  $y^+$  está fora do esperado é muito pequena consideramos este resultado adequado.

Finalmente os valores numéricos do coeficiente de empuxo e torque foram avaliados e comparados com os valores esperados da série Kaplan.

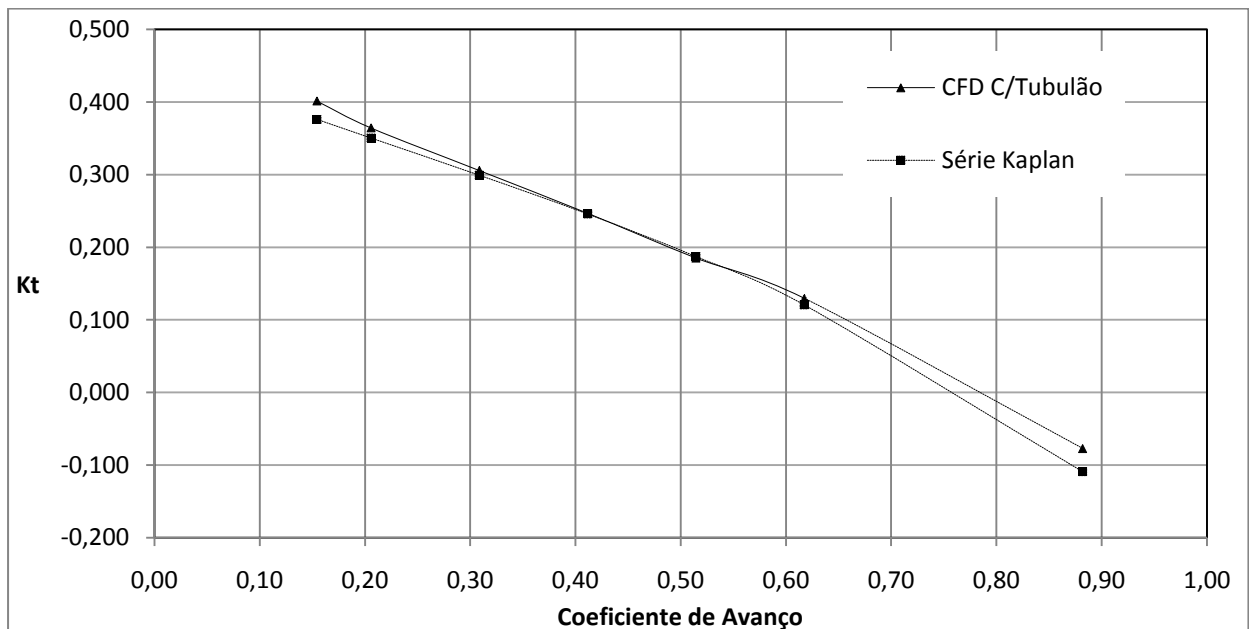


Figura 31 - Validação da Curva  $K_t$  x  $J$

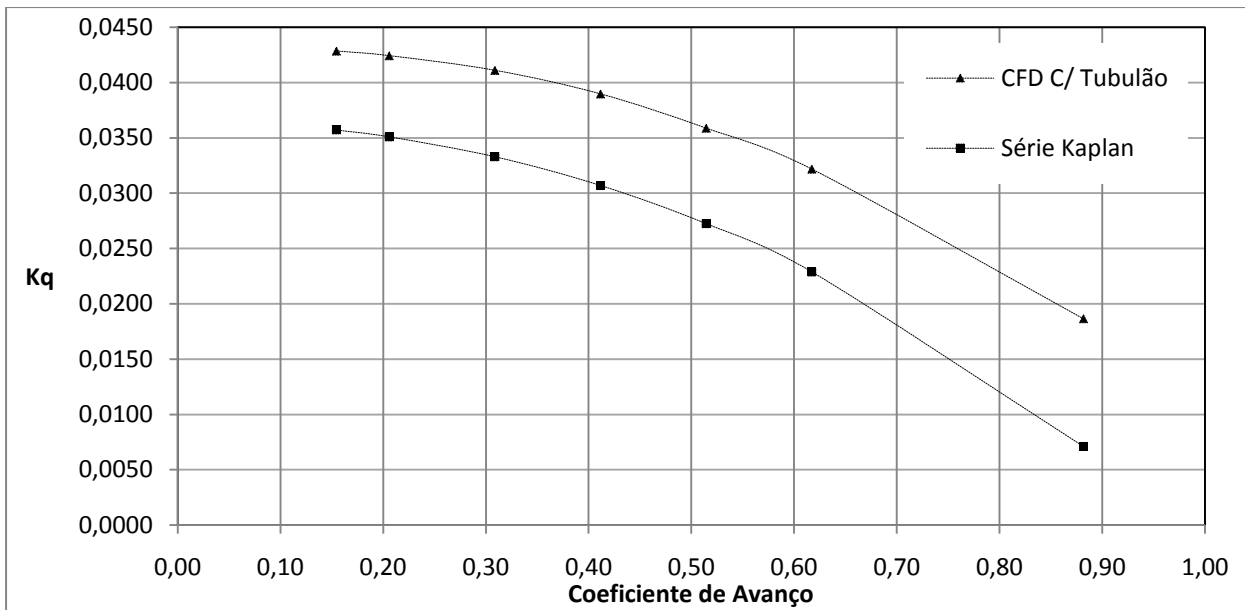


Figura 32 - Validação da Curva  $K_q \times J$

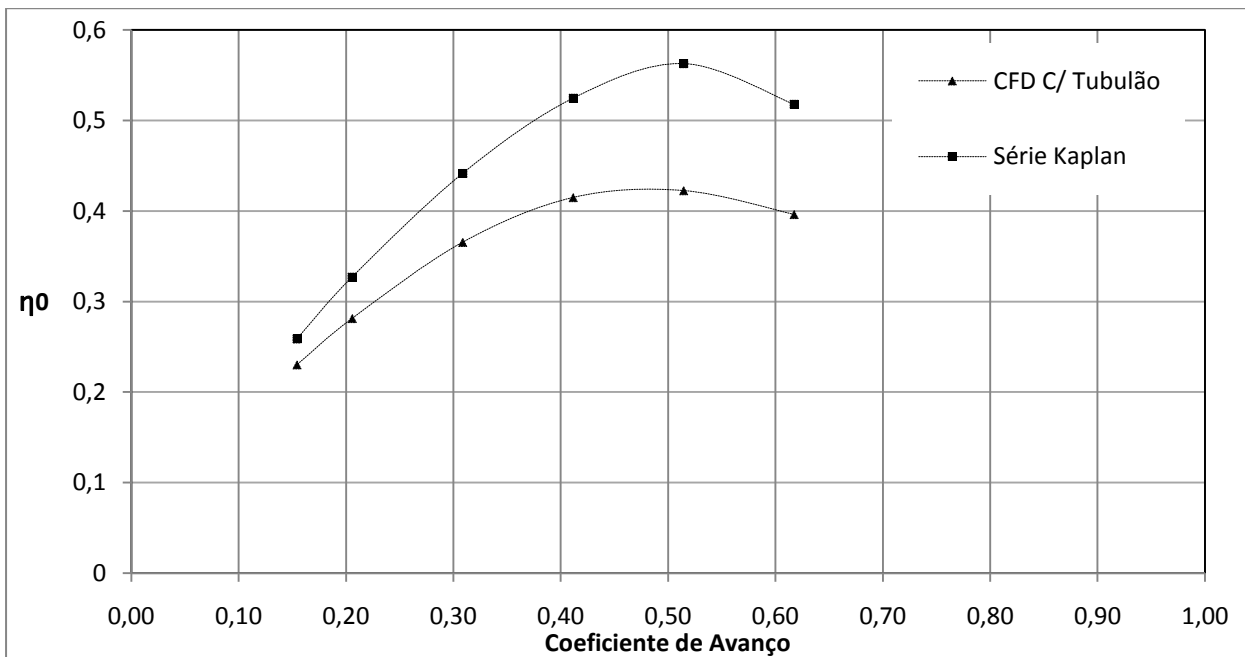


Figura 33 - Validação da Curva  $\eta_0 \times J$

Os valores adimensionais do empuxo apresentaram uma boa convergência em comparação com os resultados experimentais da série sistemática. Entretanto os valores adimensionais do torque apresentaram valores maiores do que o esperado.

A curva de torque da simulação numérica possui uma forma parecida com os valores experimentais da série, porém com uma defasagem constante, isto indica que provavelmente

a simulação numérica do escoamento tem um comportamento coerente com o escoamento real, porém necessita de ajustes, seja na malha ou na sua configuração para poder retratar o escoamento corretamente e garantir convergência dos resultados.

Através de uma simples análise da geometria do escoamento e uma analogia com a teoria do elemento de pá é fácil deduzir que a maior parte do empuxo é consequência da estimativa da força de sustentação da seção da pá enquanto que a maior parte do toque tem origem na estimativa de arrasto desta. Esta teoria foi confirmada pela análise dos resultados numéricos do escoamento em uma condição de operação deste propulsor.

**Tabela 6 - Influência das Forças de Atrito na Performance do Tubulão**

Empuxo			
Forças Normais	% do Total	Forças Tangenciais	% do Total
1,916	97%	-0,063	3%
Torque			
Forças Normais	% do Total	Forças Tangenciais	% do Total
-0,0309	85%	-0,0054	15%

Como a seção da pá é um corpo esbelto sob um ângulo de ataque pequeno, a estimativa de sustentação produzida pelo escoamento varia muito pouco em função da estimativa de forças cisalhantes do escoamento, enquanto que o arrasto depende principalmente desta estimativa.

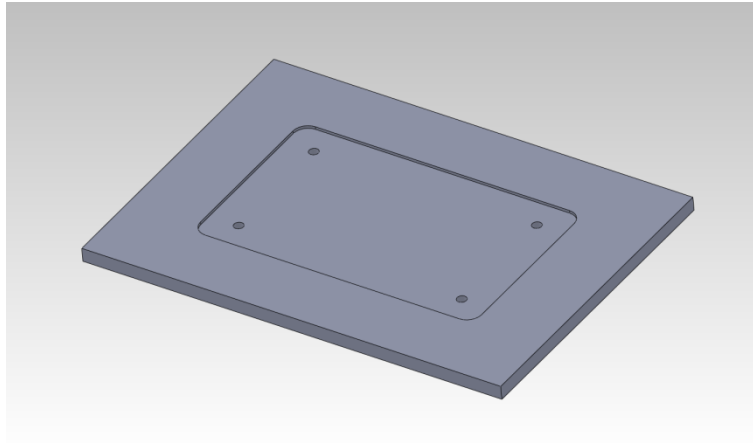
Por este motivo uma sugestão da origem deste problema esteja justamente na representação dos esforços cisalhantes no escoamento, talvez origem de uma má representação da transição do regime laminar para o turbulento.

## **6 ANÁLISE EXPERIMENTAL DO DESEMPENHO**

### **6.1 FABRICAÇÃO DO PROPULSOR**

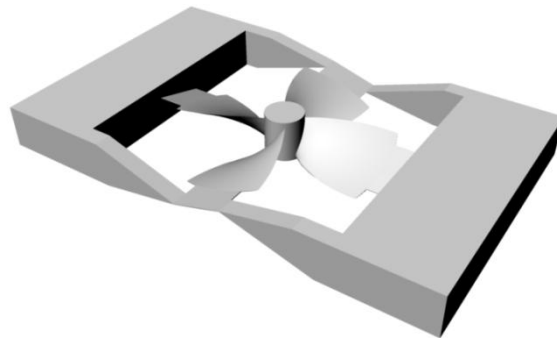
Foi decidido pela fabricação em alumínio do propulsor modelado, utilizando uma fresa CNC com 5 eixos de liberdade fabricante FEELER modelo FV-1000A disponível no laboratório LabOceano.

A rotina de usinagem foi planejada de modo a utilizar os 3 graus de liberdades axiais deste equipamento, usinando primeiro a face e em seguida o dorso do hélice. Por este motivo foi necessário usinar primeiramente uma base que permitisse virar o bloco em que foi usinado o hélice sem perder a referência nos 3 graus de liberdade.



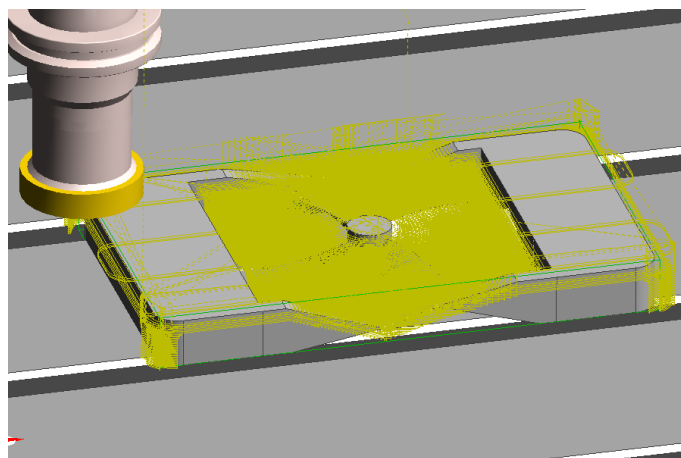
**Figura 34 - Base Referenciada para Usinagem**

Por questões de fixação da peça no bloco foi necessário estender no desenho a extremidade da pá de modo a manter a peça conectada ao resto do bloco.



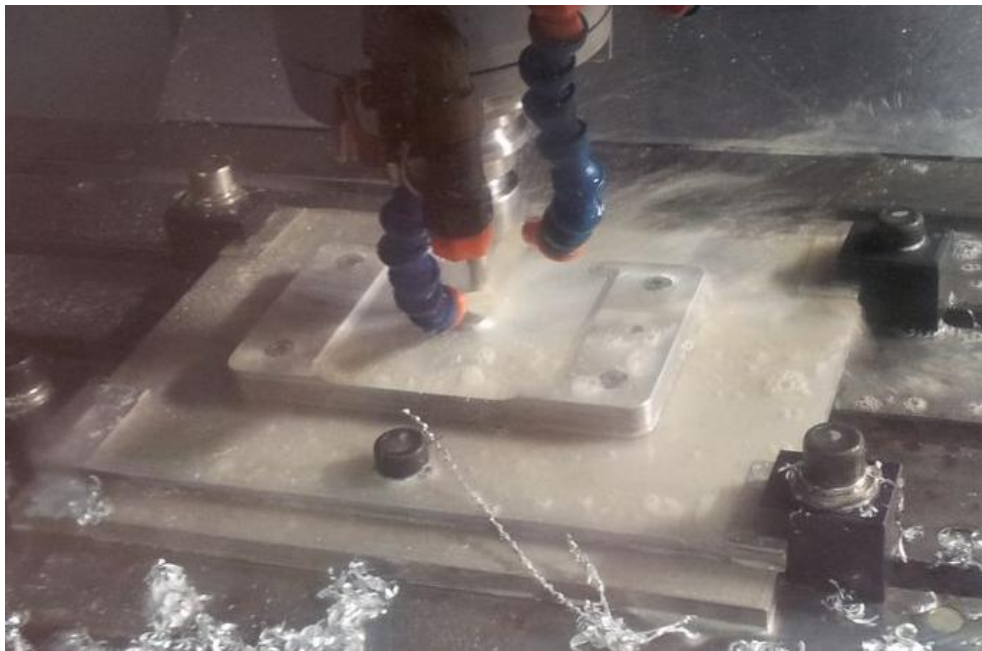
**Figura 35 - Bloco a ser Usinado**

A rotina de usinagem do bloco do hélice foi feita no software "Edgecam" em 3 etapas, primeiro o faceamento, em seguida o desbaste de todo o volume em excesso do bloco com um afastamento (offset) de 1 mm da superfície do propulsor e em seguida um acabamento rente a esta superfície com um passo lateral de 0.5mm e uma fresa de cabeça redonda.



**Figura 36 - Rotina de Usinagem**

Após a verificação das rotinas no software através de simulações da usinagem foi iniciada a usinagem das peças na CNC.



**Figura 37 - Processo de Usinagem**



**Figura 38 - Primeira Face Usinada**

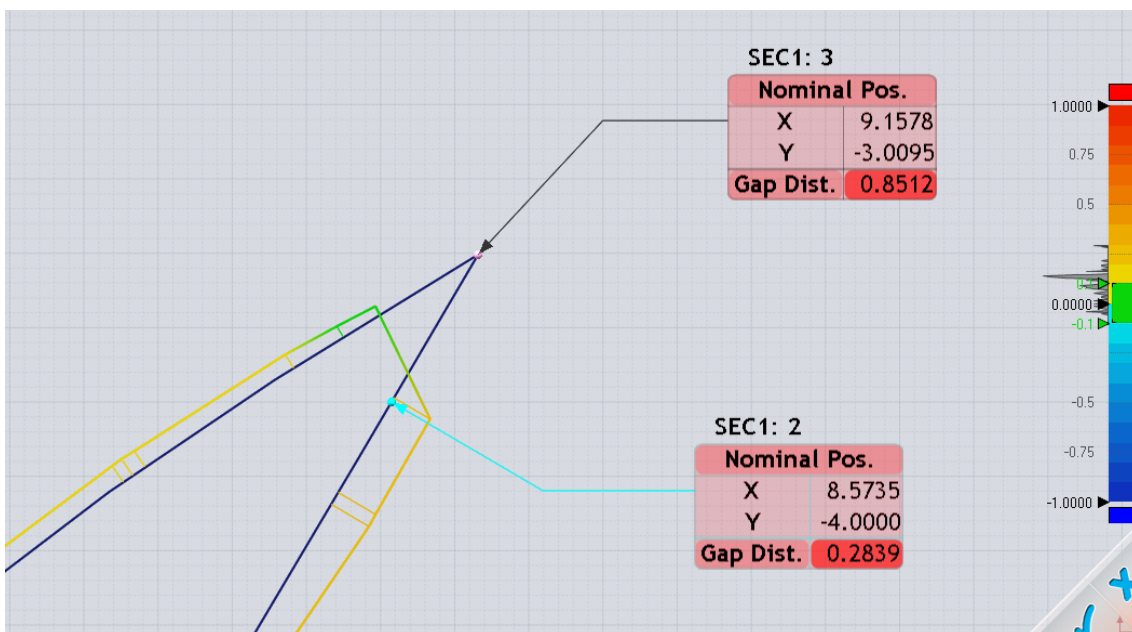
Após a usinagem o modelo físico do propulsor foi digitalizado com um equipamento de alta precisão e sua geometria foi comparada com o modelo numérico que originou a rotina de usinagem.





**Figura 39 - Completamente Usinado**

No mapeamento de contornos dos desvios da superfície foi utilizado 0,1mm como tolerância, sendo que de acordo com o relatório do 24º ITTC[6] os desvios de espessura devem estar na ordem de 0,05mm. Os maiores problemas estão no bordo de ataque e de fuga, não sabemos apurar o quanto devido a incapacidade do scanner de capturar quinas vivas e quanto devido ao erro do processo de fabricação.



**Figura 40 - Desvios da Geometria na Ponta da Pá**

Em geral as pás ficaram com uma espessura maior do que no projeto, o que pode ser devido a um erro na referência da máquina em "Z" ao virarmos a peça ou uma deflexão do material submetido às forças da usinagem, podemos testar utilizar um espaçamento menor entre os

apoios na próxima rotina e verificar se ocorre uma melhora neste aspecto. Podemos observar que houve também um certo desalinhamento no plano "XY" pois a pá superior está com uma espessura maior do que a inferior.

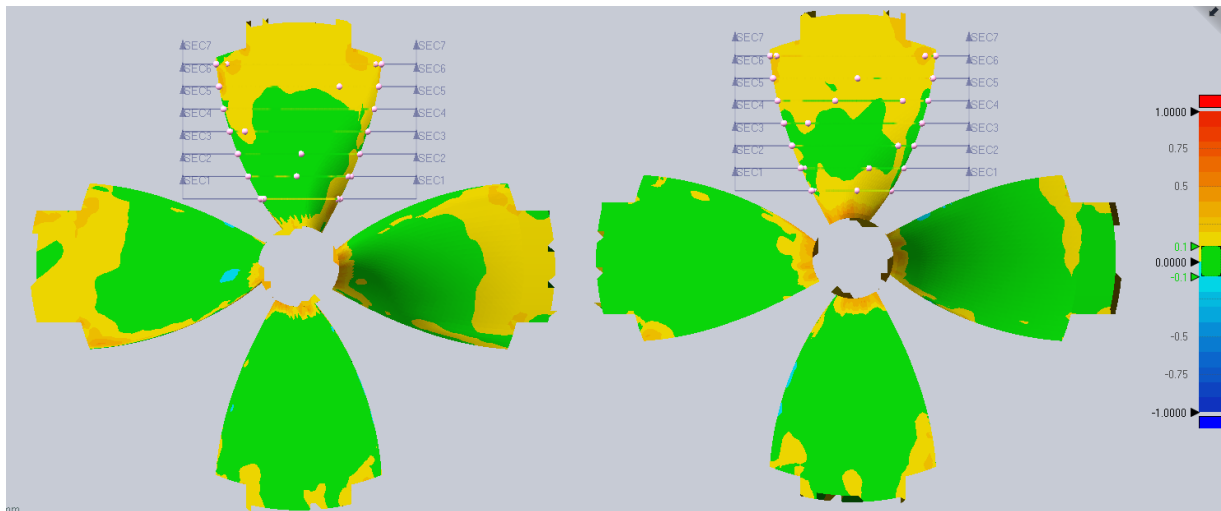


Figura 41 - Verificação Dimensional Propulsor

Observando as estatísticas notamos que 67% dos pontos estão dentro da tolerância estabelecida, não é possível determinar o quanto este desvio irá impactar em diferença entre a performance real e a performance esperada deste propulsor. É evidente que este processo precisa ser aprimorado para minimizar os desvios da geometria.

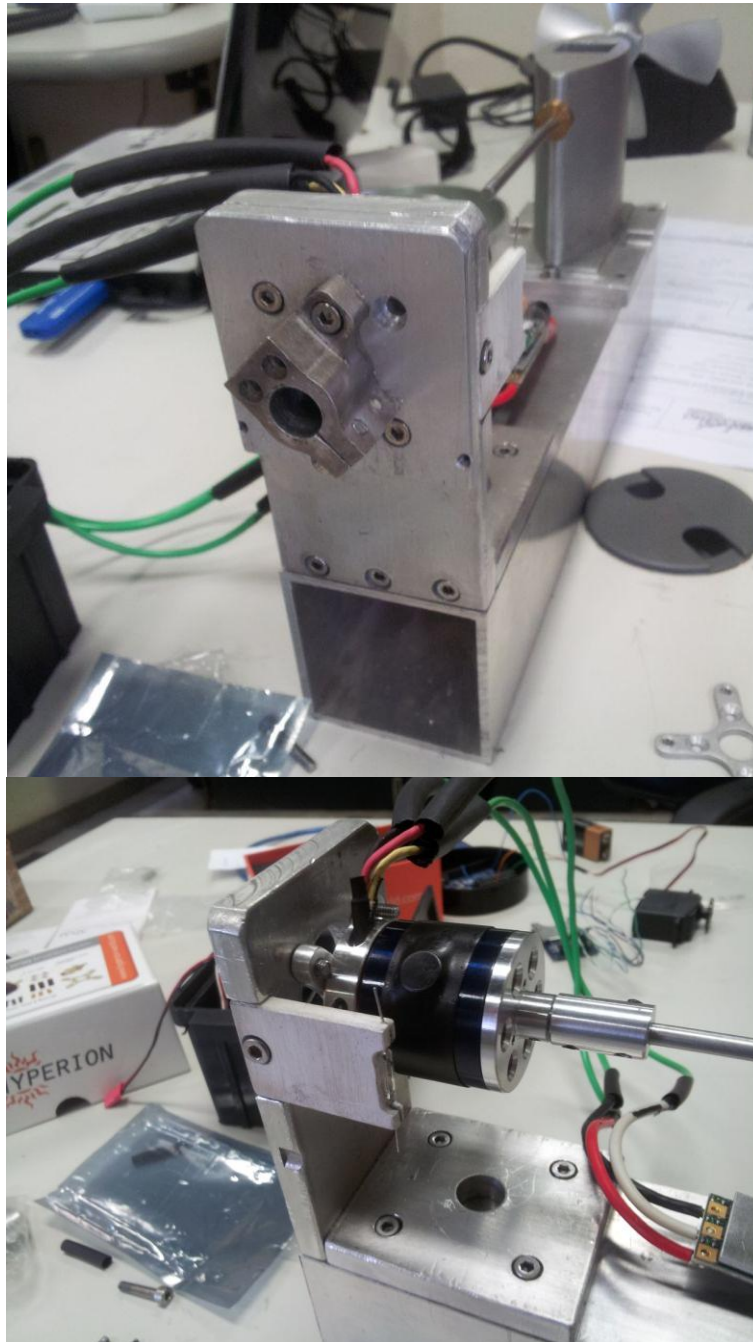
## 6.2 ARTEFATO DE ENSAIO

Devido a indisponibilidade de um dinamômetro de propulsor hélice se fez necessário fabricar um artefato de ensaio que se aproximasse o máximo possível do padrão estabelecido pelo ITTC[4] para ensaios em condições de águas abertas.

O método tradicional de medição de torque através da deformação do eixo com um strain-gauge, não é aplicável neste caso devido ao pequeno diâmetro do hélice, por consequência do eixo, o que torna o equipamento de medição e transmissão destes dados acoplados ao eixo uma grande massa desbalanceada quando comparada ao conjunto.

A solução adotada foi a fixação de uma célula de carga triaxial, capaz de medição de forças e momentos nos 6 graus de liberdade na base do motor, conectado na mesma linha do eixo propulsor e do hélice. A base do motor se encontra fixa porém todo o torque gerado por este é descarregado para a base, desta forma conseguimos deduzir o torque exigido pelo propulsor.

O mesmo raciocínio é válido para o empuxo produzido. A rotação foi medida por um "reed switch" acionado por um ímã acoplado ao motor.



**Figura 42 - Artefato de Ensaio**

Esta montagem exigiu a adaptação de todos os equipamentos elétricos para funcionarem submersos de modo a manter o motor alinhado com o eixo do propulsor hélice minimizando os erros de medição e perdas na transmissão mecânica.

Fixando o mancal do eixo na mesma base do motor o torque resistivo no mancal do eixo será transmitido para a base e será descontado automaticamente na medida. Em contrapartida a própria rotação do motor gera um torque resistivo que será medido pela célula de carga, para tal será realizado um ensaio inicial sem o propulsor para estimar o valor deste torque em função da velocidade de rotação e ser descontado dos valores medidos durante o ensaio.

### 6.3 CONDIÇÕES DE CONTORNO DO ENSAIO

O artefato de ensaio foi montado em uma treliça com o uso de algemas. Para evitar aeração e diminuir o risco de cavitação o artefato foi instalado com o eixo a 40cms de distância vertical da superfície livre. Nas outras direções o propulsor foi posicionado a distância das paredes do tanque equivalentes ou maiores a distância deste às superfícies das condições de contorno do ensaio numérico, com exceção da distância entre o bordo de fuga do hélice e o mancal que apóia o eixo.

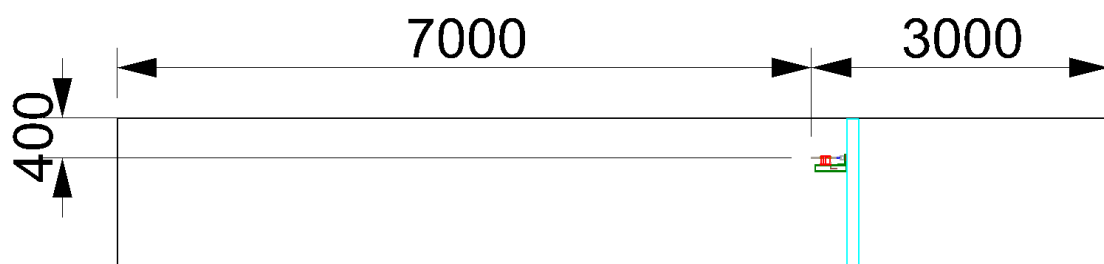
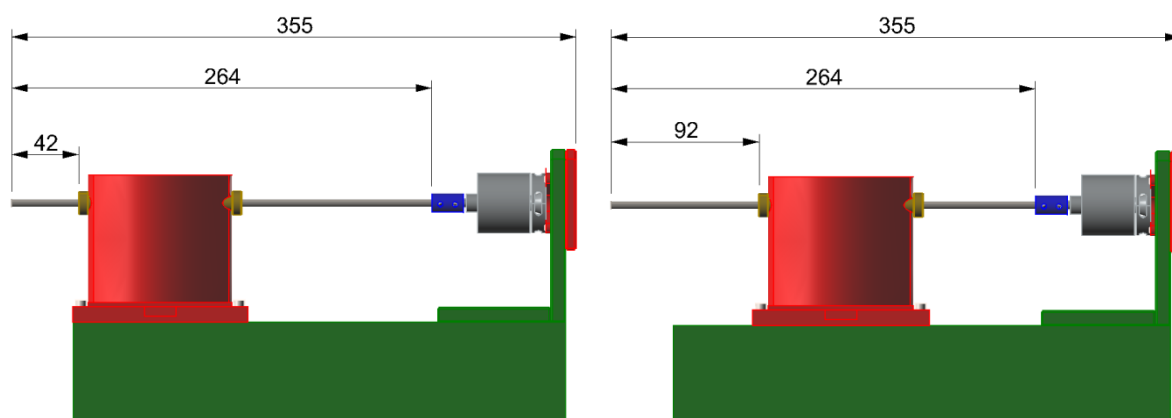
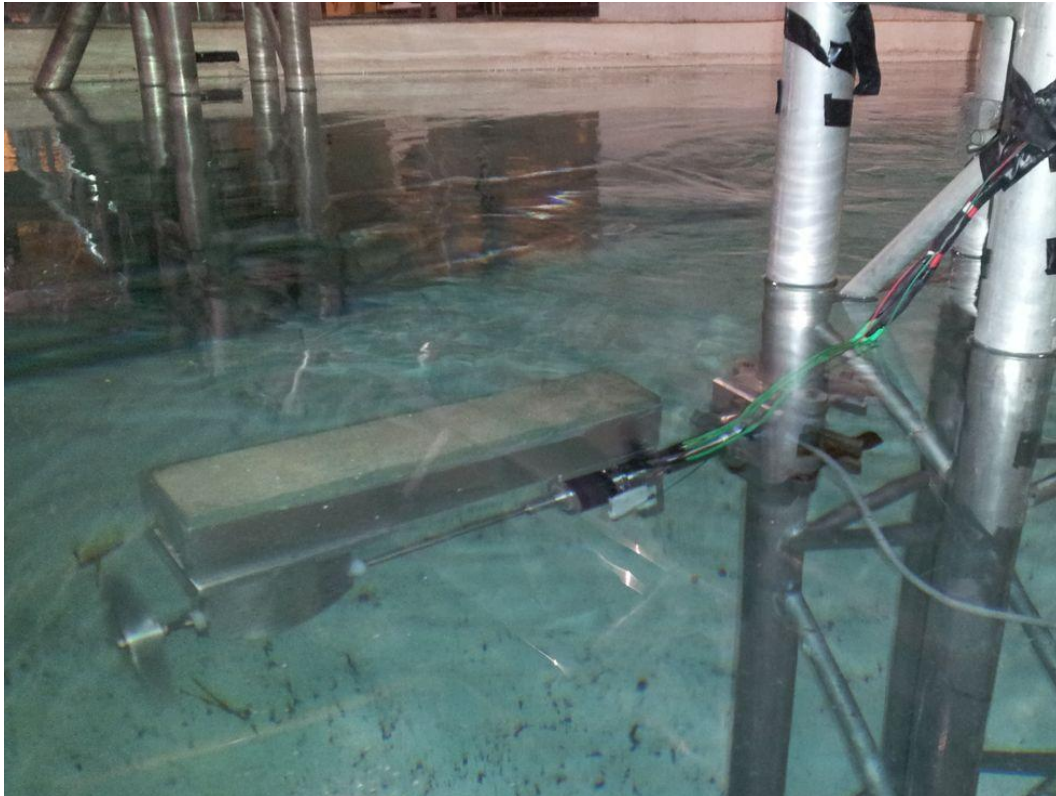


Figura 43 - Dimensões Tanque de Ensaio

O artefato de ensaio foi preparado de forma a podermos afastar o mancal do propulsor para diferentes configurações de ensaio.





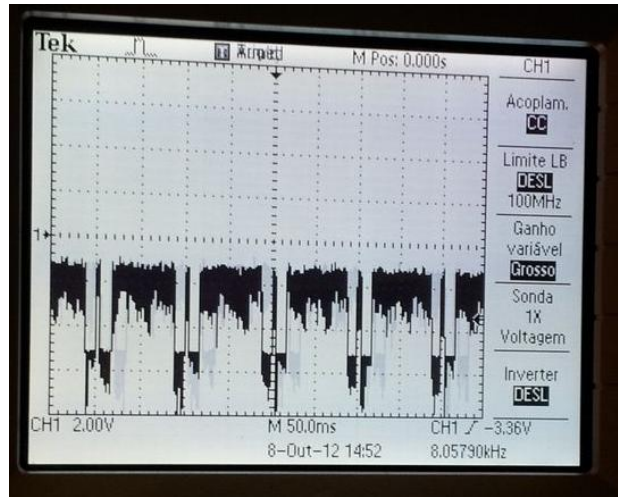
**Figura 44 - Configurações de Ensaio**

Devido a limitações de recursos o ensaio será realizado apenas na condição de "bollard pull", ou seja sem modelar a velocidade incidente do escoamento devido ao movimento da embarcação. A velocidade de rotação será variada até 2000[RPM] porém o valor do adimensional referente a condição de operação, coeficiente de avanço, será constante e igual a zero.

#### **6.4 AVALIAÇÃO DOS RESULTADOS**

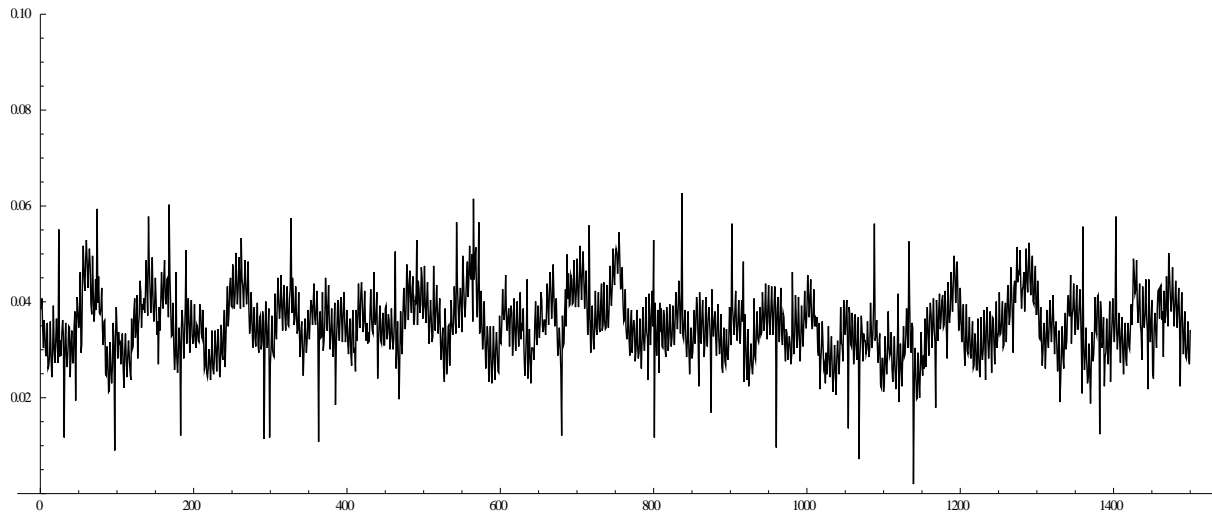
O valor de rotação foi medido utilizando um sinal intermitente de um ímã acoplado ao motor passando por uma chave sensível a um campo magnético ("reed switch") ligado em série com uma fonte 5VDC.

Quando o "reed switch" foi emerso no tanque o sinal passou a apresentar um ruído excessivo que impedia o contador do sistema de aquisição de fazer a medição da rotação através da placa de aquisição de dados. Por este motivo a rotação para cada valor de aceleração do motor foi medida através da análise visual do sinal utilizando um osciloscópio ligado ao sistema.



**Figura 45 - Sinal do Tacômetro**

Para cada aceleração do motor os valores de empuxo e torque foram medidos em uma série temporal com frequência de 300[Hz] durante 60 segundos.



**Figura 46 - Trecho do Sinal de Empuxo a 328[RPM]**

Desta amostra com 18000 pontos foi utilizado o valor médio e para avaliarmos a qualidade do sinal foi quantificado o valor do desvio padrão dividido pelo valor médio do sinal.

**Tabela 7 - Desvio Padrão dos Sinais da Célula de Carga**

	Configuração 1		Configuração 2	
	Torque	Empuxo	Torque	Empuxo
0	[-]	[-]	[-]	[-]
1	0,3031	0,9568	0,6504	3,9714
2	0,3592	0,3448	0,3801	0,5415
3	0,2746	0,1856	0,6704	0,2703
4	0,1908	0,1416	0,4600	0,1730
5	0,1662	0,1040	0,3381	0,1257
6	0,1850	0,0801	<b>1,6287</b>	0,1841
7	0,1908	0,0711		0,1390
8	0,1759	0,0639		0,1223
9	0,1507	0,0566		0,1137
10	0,1985	0,0509		0,1057
11		0,0497		

Podemos observar que na Tabela 7 que na configuração 2, com o mancal mais afastado do propulsor, que para rotações intermediárias o sinal temporal possui uma dispersão muito grande. Nesta configuração houve uma maior flutuação do sinal devido a vibrações induzidas no sistema pelo conjunto propulsor eixo que possui um vão em balanço significativamente maior do que na configuração com o propulsor mais próximo do mancal.

Por este motivo foram utilizados apenas os resultados da configuração com o mancal mais próximo do propulsor. Para cada valor de rotação foi retirado o valor médio da serie temporal de empuxo, torque e calculado os adimensionais  $K_t$  e  $K_q$ .

A medição do empuxo e do torque era feita na forma de tensão elétrica, para fazer a conversão de tensão em força de empuxo, foi aplicada o peso de uma massa conhecida e medida a tensão resultante após o condicionamento do sinal. Do produto do valor da massa pela aceleração gravitacional conhecemos o valor da força peso e foi obtido o fator de conversão na unidade de N/mv para o empuxo. Para obter o fator de conversão para o torque, o valor do fator de conversão do empuxo foi multiplicado pela razão da sensibilidade de destes dois parâmetros fornecidos pelo fabricante da célula de carga.

**Tabela 8 - Calibração do Sistema de Medição**

Varição Tensão	97,60 mV
Peso	1,8082 Kg
Força	17,738442 N
Fator Conversão Empuxo	0,181746332 N/mV
Fator Conversão Torque	0,000592141 N*m/mV

Na figura 48 está apresentado o valor médio de empuxo, torque e seus respectivos adimensionais em função da rotação, obtidos através do ensaio experimental.

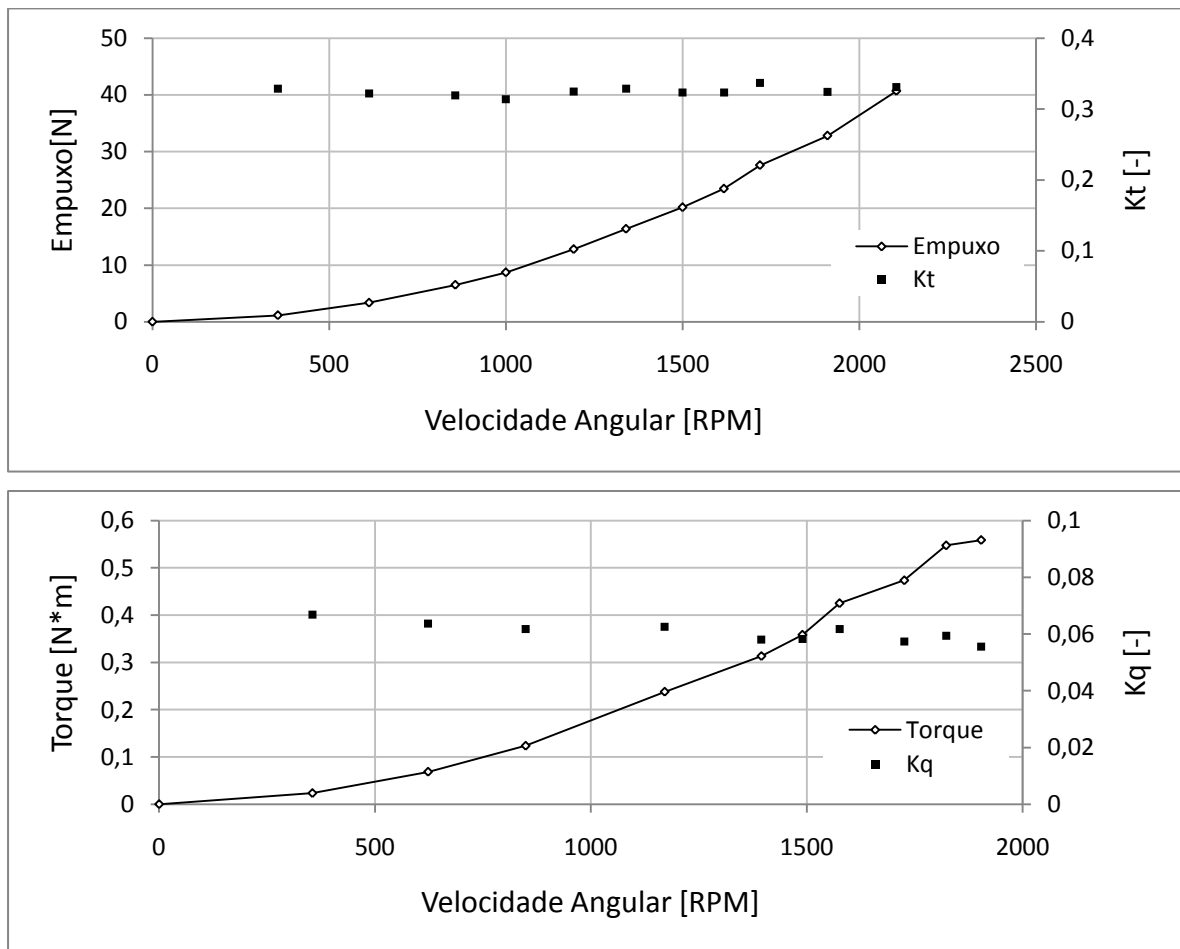


Figura 47 - Resultados Experimentais LabOceano

Podemos observar que os valores de  $K_t$  e  $K_q$  variaram muito pouco entre as medições, como era de se esperar uma vez que o coeficiente de avanço não foi alterado. Ao comparar o valor destes adimensionais obtidos experimentalmente com o valor extrapolado do modelo numérico sem o tubulão é notável uma discrepância maior na medição de empuxo do que na medição de torque.



**Tabela 9 - Comparação Resultados Experimental LabOceano com Numérico**

Medição Torque				Medição Empuxo			
Rotação	Kq	Kq CFD	Diferença Relativa	Rotação	Kt	Kt CFD	Diferença Relativa
[RPM]	[-]	[-]		[RPM]	[-]	[-]	
355	0,0669	0,0668	0,11%	355	0,329	0,484	32,15%
623	0,0637	0,0668	4,66%	613	0,322	0,484	33,50%
849	0,0618	0,0668	7,47%	857	0,319	0,484	34,09%
1171	0,0626	0,0668	6,34%	1000	0,314	0,484	35,17%
1395	0,0580	0,0668	13,09%	1192	0,325	0,484	32,94%
1490	0,0582	0,0668	12,83%	1340	0,329	0,484	32,09%
1576	0,0617	0,0668	7,58%	1500	0,323	0,484	33,22%
1726	0,0573	0,0668	14,17%	1617	0,323	0,484	33,20%
1823	0,0594	0,0668	11,05%	1719	0,337	0,484	30,45%
1904	0,0556	0,0668	16,77%	1910	0,324	0,484	33,05%
				2105	0,331	0,484	31,64%

Na Tabela 9 está apresentada uma comparação dos valores adimensionais de empuxo e torque obtidos através do ensaio experimental em "bollard pull" em diferentes rotações, com os resultados do modelo numérico de CFD. Cada um destes modelos possui seu próprio erro de magnitude desconhecida, portanto não é possível concluir qual está retratando o desempenho do propulsor com maior fidelidade.

Entretanto analisando os gráficos na Figura 48, observamos uma variação que se aproxima de um polinômio de segundo grau como era esperado. As principais fontes de erro destes resultado experimental são o ruído presente no sinal e o erro de sensibilidade na medição de rotação, feita com uso de um osciloscópio.

## **7 EFEITO DO TUBULÃO NA PERFORMANCE**

Um dos efeitos do tubulão comumente citados em diferentes artigos é o aumento do empuxo, porém um aumento na eficiência hidrodinâmica do conjunto, mesmo que simultâneo com uma redução do empuxo, permitiria que o conjunto se equilibrasse em uma outra rotação, com o mesmo consumo de potência, torque ou combustível, tendo esta nova condição de operação uma produção maior de empuxo do que a original.

Ou seja da perspectiva de projeto do sistema propulsivo como um todo não existe dúvidas que o tubulão aumenta o empuxo do conjunto, uma vez que este aumento na eficiência foi observado em todos os modelos. Porém o foco da análise deste trabalho é o efeito do tubulão

no desempenho de um propulsor na mesma condição de operação e para avaliar este efeito serão comparados os resultados de desempenho de um propulsor com e outro sem o tubulão 19A.

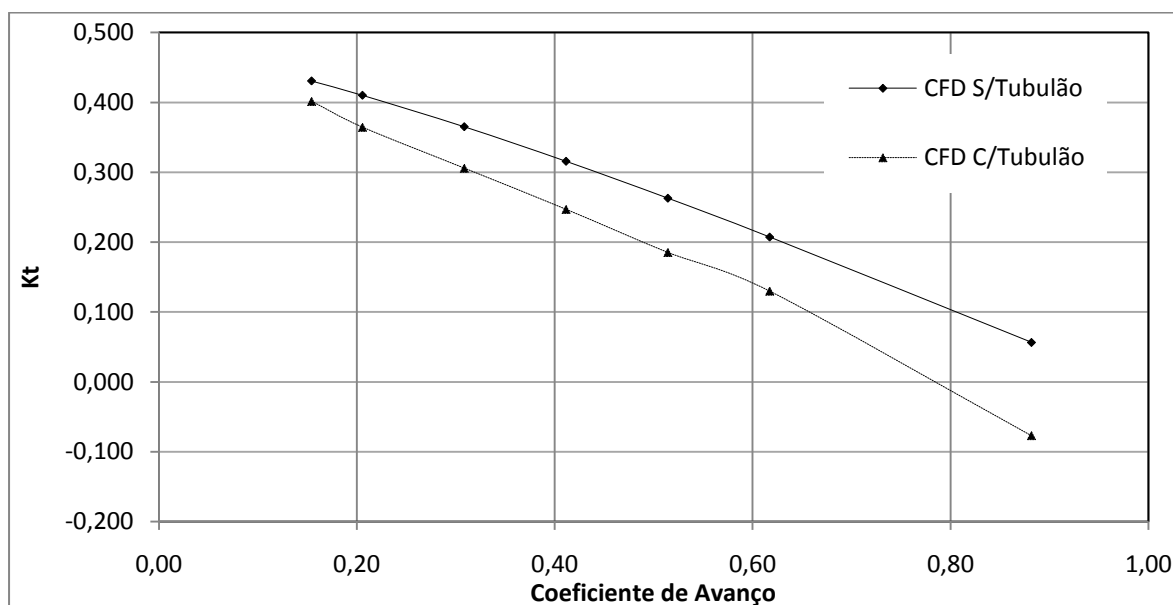
Uma das vantagens do modelo numérico é a facilidade de visualização do campo de pressões e de velocidade do escoamento, por isso neste modelo será analisada a diferença na velocidade média na direção do eixo propulsivo em 3 posições discretas, na entrada do escoamento, imediatamente antes do propulsor e simetricamente na esteira do propulsor.

**Tabela 10 - Velocidade Média das Linhas de Corrente a 600[RPM]**

	Posição em X	Velocidade Média em X	
		Com Tubulão	Sem Tubulão
Plano 1	0,5	-0,515	-0,515
Plano 2	0	-0,701	-0,610
Plano 3	-0,5	-0,710	-0,780

A variação da velocidade média na direção do eixo propulsor apresentada na Tabela 10 é compatível com a aceleração do escoamento prevista pelo modelo teórico, uma vez que o modelo numérico caracterizou uma aceleração maior do escoamento na configuração do propulsor operando em conjunto com o tubulão.

Outra vantagem do modelo numérico é a facilidade de alterar as condições de contorno para representar a operação em diferentes coeficientes de avanço o que possibilitou uma comparação extensa da performance nas duas configurações de sistema propulsivo.



**Figura 48 - Comparação Numérica Curva Kt x J**

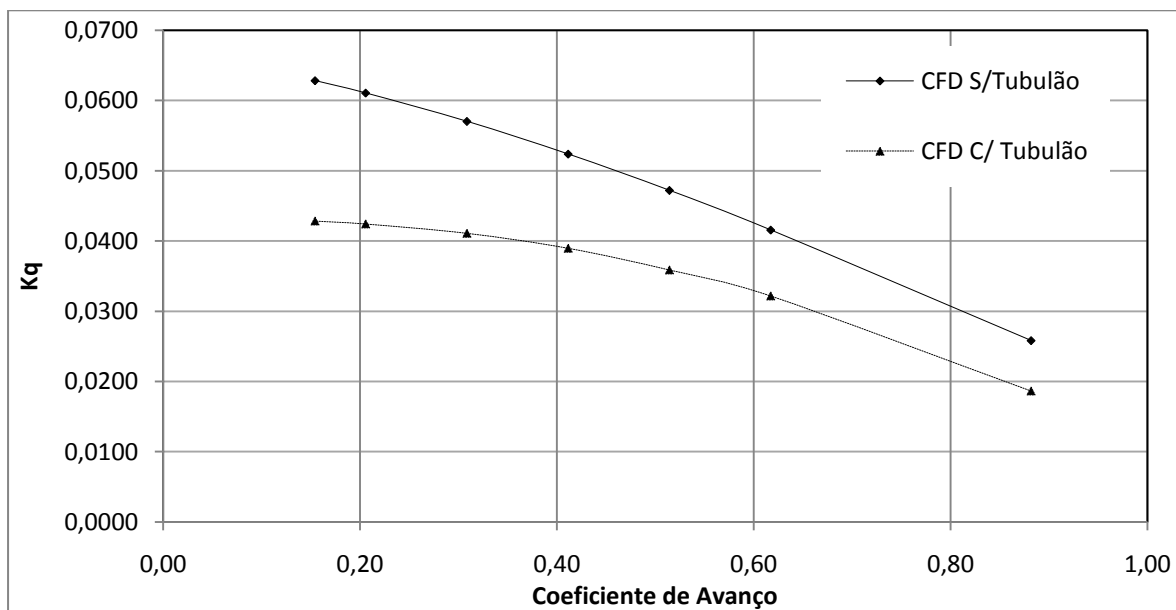


Figura 49 - Comparação Numérica Curva  $Kq \times J$

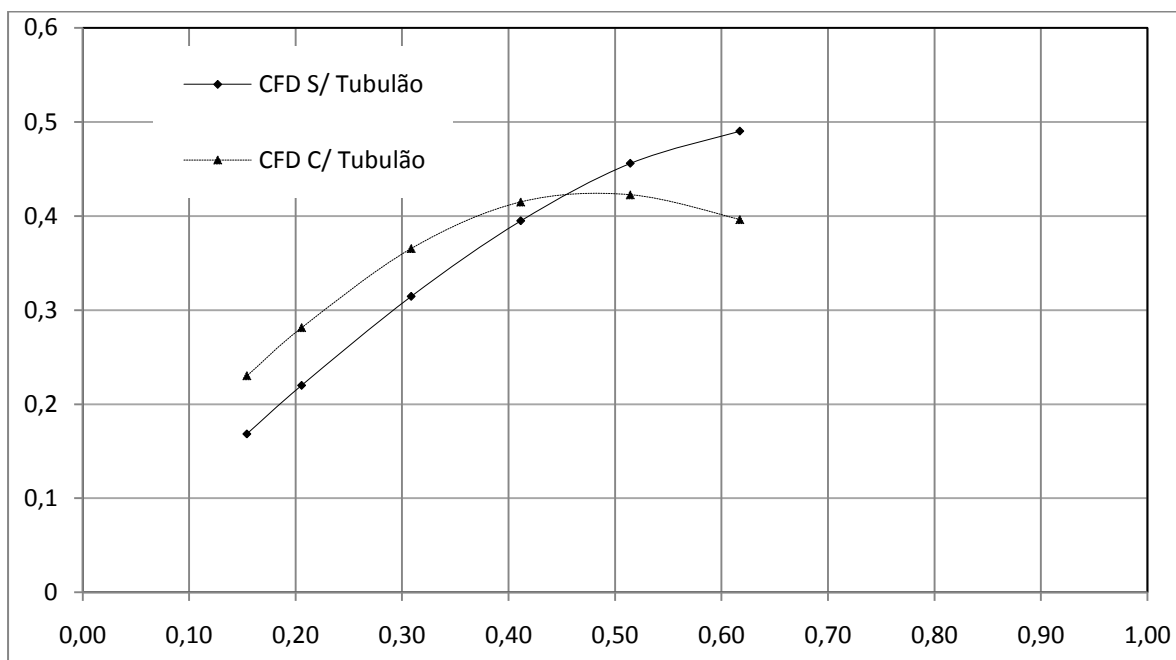


Figura 50 - Comparação Numérica Curva  $\eta \times J$

Os resultados do ensaio experimental servem para comparação para pelo menos uma condição de operação, referente ao coeficiente de avanço igual a zero, conhecida como "bollard pull". Na tabela 11 observamos que o valor médio do coeficiente de empuxo e torque do ensaio experimental realizado estão consistentes em comparação com o modelo numérico.

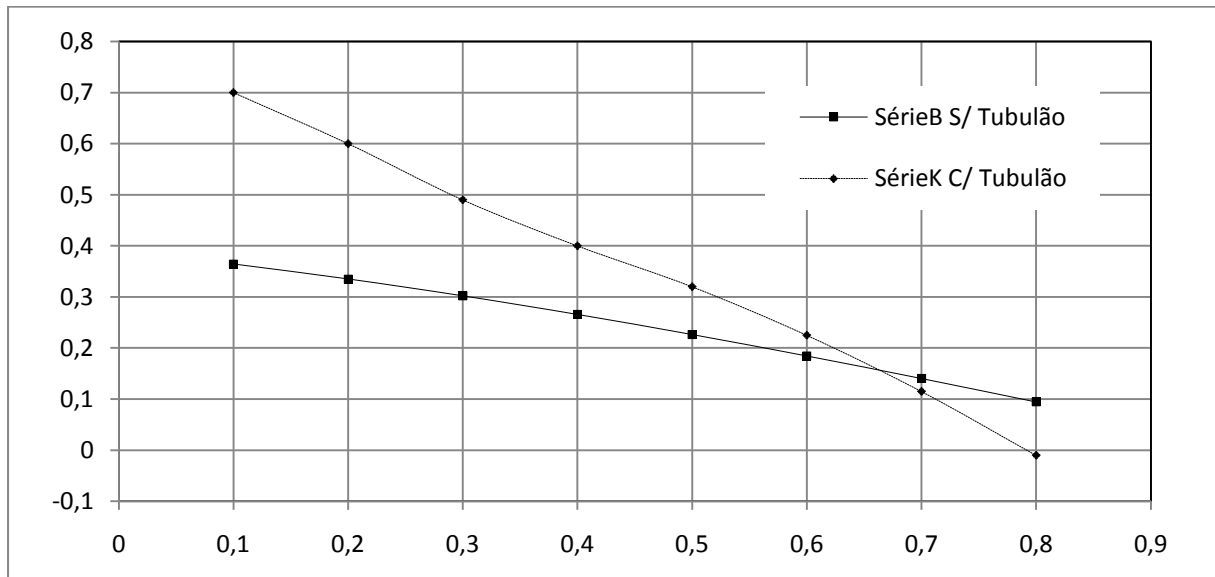
**Tabela 11 - Comparação Resultados Experimentais**

	Kt	Kq
Kaplan Marin (C/ Tubulão)	0,3251	0,0605
Kaplan LabOceano (S/ Tubulão)	0,4843	0,0668
Variação %	49%	10%

Como foi comentado em seção anterior a condição em que o ensaio experimental foi realizado, devido a limitações de recursos, foi bem diferente das recomendações do ITTC para obtenção de resultados confiáveis. Por este motivo estes resultados devem ser analisados com cautela.

Buscando obter uma avaliação conclusiva a respeito do efeito do tubulão na performance do propulsor, através da pesquisa de referências bibliográficas, foi localizado na tese de doutorado de Oosterveld[7] em que os tubulões da série Kaplan foram originalmente ensaiados, resultados experimentais do seu uso em conjunto com propulsores da série sistemática Wageningen B-Series. Este arranjo foi denominado "Serie-K".

Estes resultados foram comparados com valores obtidos através dos polinômios regressivos da Serie-B de um propulsor análogo na mesma condição de operação, sem o tubulão.



**Figura 51 - Comparação Curva Kt x J Serie-B e Serie-K**

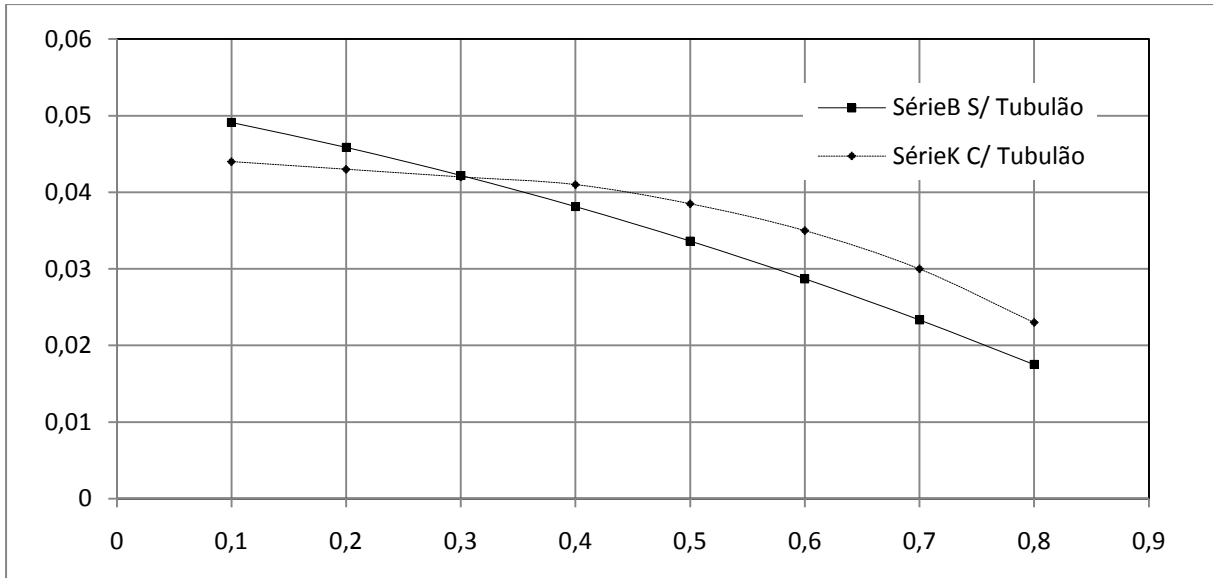


Figura 52 - Comparação Curva  $Kq$  x  $J$ , Serie-B e Serie-K

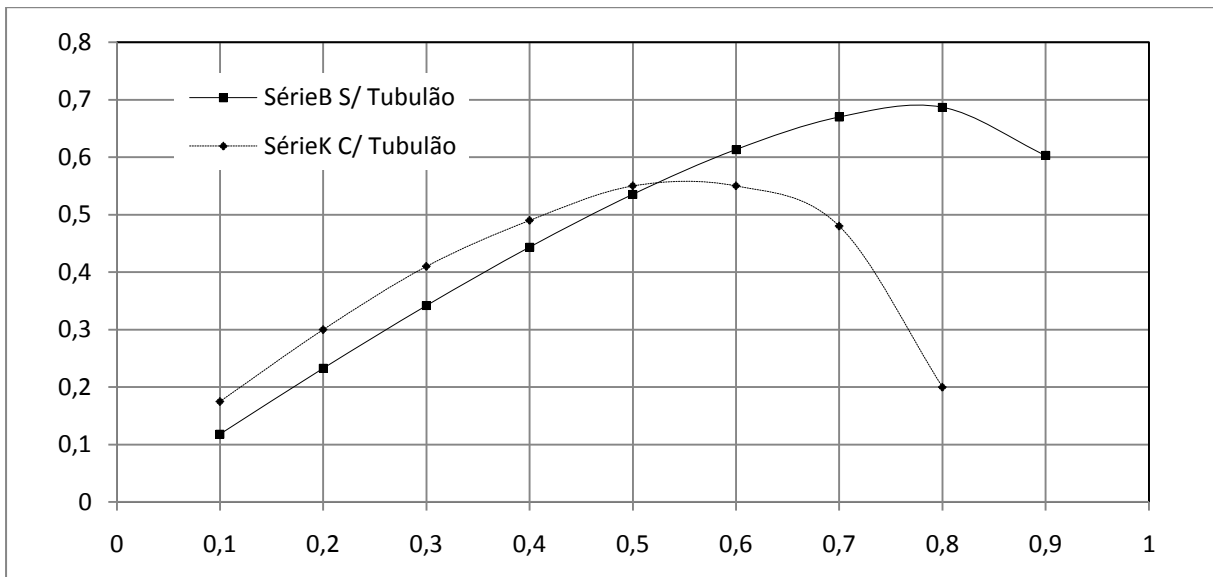


Figura 53 - Comparação Curva  $\eta$  x  $J$ , Serie-B e Serie-K

Ao analisarmos estes resultados obtidos através de referências confiáveis observamos o efeito contrário do que foi indicado pelos resultados numéricos e experimentais aqui apresentados nesta seção do relatório.

A análise teórica do escoamento foi realizada através de modelos que se baseiam em uma série de simplificações do problema real, para listar as mais relevantes, a bi-dimensionalidade do escoamento e o consideração de asa infinita. Em ambas as análises da performance do propulsor Kaplan feitas neste relatório, experimental e numérica, foram observados

problemas e não conformidades. Para a geração da geometria do propulsor foi utilizado um software comercial, porém este não deixa explícito qual a distribuição de passo, esta também não foi indicada na bibliografia utilizada como referência. Estes motivos podem ser a causa de uma indicação errada do efeito do tubulão na performance de um propulsor.

Em contrapartida, talvez por um erro de interpretação da publicação de Oosterveld[7], o propulsor serie-B analisado operando sem o tubulão, equivalente ao qual foi utilizado no ensaio em conjunto com um tubulão 19A, não seja de fato o mesmo, causando essa discrepância dos resultados. Neste mesmo artigo o autor explicita que o uso dos dutos aceleradores é recomendado em propulsores altamente carregados e que aumenta a eficiência do conjunto, porém não menciona se o duto causa um aumento do empuxo do conjunto.

## **8 CONCLUSÃO**

Este documento relatou o desenvolvimento de diferentes modelos complementares de previsão de desempenho de propulsores hélices em configurações com e sem tubulão. Estes modelos em geral não apresentaram uma boa concordância com os resultados presentes na bibliografia sobre o assunto, por este motivo não foi possível obter uma resposta conclusiva a respeito do efeito do tubulão na eficácia do propulsor hélice.

Para validar esta tese é necessário uma investigação do assunto com modelos mais confiáveis e com um escopo mais amplo. Caso o ensaio experimental tivesse tido uma configuração com o tubulão, mesmo com os problemas identificados, seria possível obter uma boa indicação do impacto do uso do tubulão acelerador no empuxo produzido pelo propulsor.

Dentre os motivos para as discrepâncias nos resultados, os principais são a dificuldade em fabricar o propulsor dentro da tolerância estabelecida pelo ITTC, fabricar um artefato de ensaio adequado para medição da performance do propulsor, modelar corretamente os efeitos turbulentos e a interação do propulsor com o tubulão no modelo numérico.

Para quantificar a incerteza gerada por cada um destes problemas identificados seria necessário fazer um outro estudo em separado. No caso do erro na geometria do propulsor é possível utilizar a malha digitalizada do modelo construído como parâmetro de entrada em uma simulação numérica confiável para quantificar o impacto deste erro na incerteza.

Apesar dos problemas apresentados nos modelos a metodologia desenvolvida se mostrou adequada para a previsão do desempenho de propulsores. A comparação de modelos numéricos com experimentais e previsões teóricas garantem uma confiabilidade melhor dos modelos usados, pois no caso de uma divergência entre os resultados estes serão revistos até que os resultados apresentados sejam equivalentes ou que se entenda especificamente qual limitação do modelo que está causando esta divergência.

Para melhorar a confiabilidade do modelo numérico é recomendado investigar o efeito da malha, tamanho do domínio e das condições de contorno. Para o modelo experimental uma solução simples é recomendada a aquisição de um equipamento profissional de medição da performance de propulsores hélices.

Para mapear experimentalmente a performance do propulsor em diferentes coeficientes de avanço o artefato poderia ser montado em um tanque de circulação ou fixado em uma ponte rolante.

## 9 REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] Nienhuis, U., 1992, *Analysis of Thruster Effectivity for Dynamic Positioning and Low Speed Manouvering*. Dsc. dissertation, Technical University of Delft, Delft, Netherlands.
- [2] Abbott, Ira H., and von Doenhoff, Albert E., *Theory of Wing Sections*, Dover Publications, 1958.
- [3] BENINI, E., 2003, "Significance of blade element theory in performance prediction of marine propellers", *Ocean Engineering*, v. 31, pp. 957-974.
- [4] ITTC 2002, Propulsion, Propulsor Open Water Test, 23rd International Towing Tank Conference, Venice/Italy, ITTC Recommended Procedure 7.5-02-03-02.1, Revision 01.
- [5] Xavier, B., 2008, *Simulação Numérica da Operação de Propulsores Série-B em Águas Abertas*. Projeto Final Engenharia Naval, Universidade Federal do Rio de Janeiro, Rio de Janeiro, Brasil.
- [6] ITTC 2005, Propulsion, Propulsor Open Water Test, 24th International Towing Tank Conference, Busan/Korea, ITTC Recommended Procedure 7.5-01-02-02, Revision 00.
- [7] Oosterveld, M.W.C., 1970, *Wake Adapted Ducted Propellers*. PhD thesis, Delft University of Technology, Delft, Netherlands.