

INSTITUTO DE PESQUISAS TECNOLÓGICAS
DIVISÃO DE ENGENHARIA NAVAL

O COMPUTADOR NO AUXÍLIO AO PROJETO DE HÉLICES

ANTONIO CARLOS FERNANDES

4º CONGRESSO PANAMERICANO DE ENGENHARIA NAVAL, ENGE-
NHARIA PORTUÁRIA E TRANSPORTES MARÍTIMOS - LIMA

1 9 7 5

RESUMO

Este trabalho apresenta um método de projeto de hélices por teoria de circulação para uso em computador.

O projeto de hélices pela teoria de circulação liberta o projetista do uso obrigatório das séries sistemáticas e suas limitações.

ABSTRACT

This paper analyses and develops a Propeller Design Method, with the aid of the computer. Such design procedures are founded on the Circulation Theory concepts.

This Design Method will make it possible for designers not to depend exclusively on Systematic Series and its limitations in a Screw Propeller Design.

* Trabalho patrocinado pelo Convenio GEIPOT - SUNAMAN - IPT e Convenio IPT - MARINHA DO BRASIL

	<u>ÍNDICE</u>	<u>Pág.</u>
CAPÍTULO 1.1. INTRODUÇÃO.....		5
CAPÍTULO 2. DICOT: PROGRAMA PARA DETERMINAÇÃO DE CARREGAMENTO RADIAL DA PÁ, COM O REQUISITO DA EFICIÊNCIA MÁXIMA.....		8
CAPÍTULO 3. ESTCAV: PROGRAMA DE ANÁLISE DE RESISTÊNCIA ESTRUTURAL E DE CAVITAÇÃO.....		24
CAPÍTULO 4. O MÉTODO DA SUPERFÍCIE DE SUSTENTAÇÃO.....		32
CAPÍTULO 5. LIMITAÇÕES.....		33
CAPÍTULO 6. CONCLUSÕES E PERSPECTIVAS.....		34
REFERÊNCIA BIBLIOGRÁFICA.....		37
SIMBOLOGIA.....		35
ANEXO 1. DICOT: PROGRAMA DE DETERMINAÇÃO DA DISTRIBUIÇÃO DE CARREGAMENTO RADIAL DA PÁ, COM O REQUISITO DE EFICIÊNCIA MÁXIMA.....		38
ANEXO 2. DICOT: COMPARAÇÃO DOS RESULTADOS OBTIDOS PELO PROGRAMA DICOT, COM OS RESULTADOS OBTIDOS PELA REFERÊNCIA /1/		44

O COMPUTADOR NO AUXÍLIO AO PROJETO DE HÉLICES

C A P Í T U L O 1

1.1. - INTRODUÇÃO

O início do desenvolvimento da Teoria da Circulação, que fornece base razoável para a descrição da ação hidrodinâmica de um propulsor tipo hélice, remonta à 1907. Entretanto, apenas com o advento de computadores de médio e grande porte, durante os últimos anos, foi possível sua aplicação em projetos de hélices.

Existe grande vantagem na utilização de métodos racionais de projeto, tais como os baseados na Teoria da Circulação, para o caso de um hélice. Tal tipo de projeto, à medida em que liberta o projetista naval de cálculos laboriosos, torna-o mais capaz de desenvolver seu senso crítico, em relação aos vários fatores que influem no projeto de hélices.

Durante muitos anos, o projeto de hélices, dependeu da existência de séries sistemáticas de caráter experimental, tais como as de Taylor, Troost, Gawn, etc. Embora estas séries, sejam muito úteis, (mesmo para o caso de projetos racionais, quando fornecem elementos para uma análise preliminar) sua aplicação, hoje em dia, para projetos de maior responsabilidade é precária. Cada série sistemática, formulada para uma família particular de propulsores, fixa previamente, a configuração geométrica dessa família. Entretanto, esta configuração geométrica pré-fixada (tipo de perfil das secções da pá, forma do contorno das pás, número de pás) pode não ser satisfatória sob o ponto de vista da cavitação, vibração e mesmo resistência estrutural. A escolha da área da pá, por exemplo, é feita levando-se em conta o fenômeno da cavitação, porém, quando um propulsor é escolhido a partir de uma série sistemática, a verificação da ocorrência de cavitação é feita empiricamente, causando grande incerteza. A análise de tensões na pá é

também feita de maneira empírica, podendo levar um subdimensionamento ou superdimensionamento sem o menor controle do projetista. Além disso, quando o propulsor deve operar em determinado campo de esteira, o uso das séries sistemáticas novamente se revela problemática, pois as mesmas são válidas para propulsores em Água Aberta (propulsores operando em campo uniforme de velocidades).

Já o uso de projetos racionais, permite ao projetista uma livre escolha das seguintes características:

- a) - número de pás;
- b) - tamanho do bosso;
- c) - carregamento radial da pá;
- d) - carregamento de cada corda da pá;
- e) - tamanho e forma de pá;
- f) - adaptação à esteira.

Todas estas características, com a possível exceção do tamanho do bosso, influem no problema da minimização de vibrações e/ou cavitação, além de possibilitarem análise mais apropriada da resistência estrutural.

A tendência atual é de operação em velocidades cada vez maiores e nas condições de absorção mínima de potência - com isenção de cavitação e vibração. Portanto, o projetista deverá ser capaz de projetar cada propulsor individualmente. Tal capacidade só será, então, possível se existirem métodos de projeto racional, como os possibilitados pela Teoria da Circulação.

O Convênio SUNAMAM - GEIPOT - IPT (1972) permitiu que se dessem grandes passos na elaboração de métodos de projeto racionais, fundados na Teoria da Circulação. Já existem programas de computador em fase de operação, com os quais se conseguem, em poucos minutos, conclusões definitivas para dado problema de projeto de propulsor tipo hélice.

A seguir se apresenta um esquema geral para o método de projeto usando a Teoria da Circulação.

1.2. - O Método de Projeto

Basicamente existem cinco fases de projeto, isto é:

1ª FASE: De uma análise preliminar, que leva em conta as condições de contorno referentes a vibrações, forma de pôpa, maquinaria instalada e esteira, decorre a estima do diâmetro, rotação, número de pás e empuxo requerido pelo hélice.

2ª FASE: A seguir, normalmente com o requisito de eficiência máxima do propulsor (existem outros requisitos possíveis, tais como a fixação da distribuição radial do passo, que pode advir de análise de cavitação), determina-se a distribuição do carregamento radial da pá, através do Método de Linha de Sustentação, (que decorre da Teoria da Circulação). Para tal utiliza-se o programa de computador - DICOT - já em fase de operação.

3ª FASE: Continuando, segue-se a determinação da forma da pá, da distribuição de espessuras, do ponto de vista de cavitação e resistência. O Programa de computador - ESTCAV - em breve poderá ser usado para tal fim. Sua elaboração recebe atualmente apoio do Convênio IPT - Marinha do Brasil.

4ª FASE: A seguir, determina-se a angularidade do escoamento na sua forma definitiva e das propriedades também definitivas dos vários perfis que compõem a pá. Esta fase se baseia no modelo da Superfície de Sustentação (Teoria da Circulação). A execução desta fase também recebe apoio explícito do Convênio IPT - Marinha do Brasil.

5ª FASE: Finalmente, proceder-se-á a verificação final de cavitação e resistência estrutural, com a geração posteriormente, das informações necessárias para a construção do hélice.

C A P Í T U L O 2DICOT:PROGRAMA PARA DETERMINAÇÃO DE CARREGAMENTO RADIAL DA PÁ, COM O REQUISITO DE EFICIÊNCIA MÁXIMA.2.1. - O Modelo Matemático

A ação hidrodinâmica de um propulsor é representada matematicamente por uma distribuição de singularidades fundamentais (fontes, vértices e sorvedouros). A intensidade destas singularidades se relaciona à geometria do propulsor, ao empuxo a ser desenvolvido e à potência a ser absorvida. A representação do propulsor desta maneira permite o equacionamento das condições de contorno (isto é; relacionamento da geometria com as perturbações hidrodinâmicas produzidas pelas mesmas) em termos de uma equação integro-diferencial.

A distribuição de fontes e sorvedouros sobre a superfície da pá, está associada à distribuição de espessuras das pás.

Já a distribuição de vórtices está relacionada com o empuxo a ser desenvolvido e a potência a ser absorvida e portanto à eficiência do propulsor.

Neste estágio de formulação do Método de Projeto, nos preocuparemos com a distribuição de vórtices, que para efeito de modelagem matemática, pode ser visualizada em duas partes; a primeira é referente à distribuição de vórtices sobre a superfície da pá, que é chamada de vorticidade vinculada; e a segunda à distribuição de vórtices na esteira do hélice, que é chamada de vorticidade livre.

Demonstra-se na Teoria da Circulação que a vorticidade livre não se alterará, se concentrarmos toda a vorticidade vinculada, numa linha de vórtices cuja intensidade em cada raio é igual à soma da vorticidade vinculada à seção naquele raio. Esta linha de vórtice recebe o nome elucidativo de Linha de

Sustentação, já que a determinação de intensidades da distribuição de vórtices na mesma está intimamente ligada ao empuxo do propulsor.

Vejamos como compreender melhor os conceitos acima, referentes à Linha de Sustentação, no sentido de uma melhor visualização do modelo matemático.

Originalmente, uma linha de vórtice, cujo conceito é fundamental na Teoria da Circulação, significa uma linha fluida cujas partículas possuem rotação local com eixos de rotação tangente à essa linha: (Fig. 1)

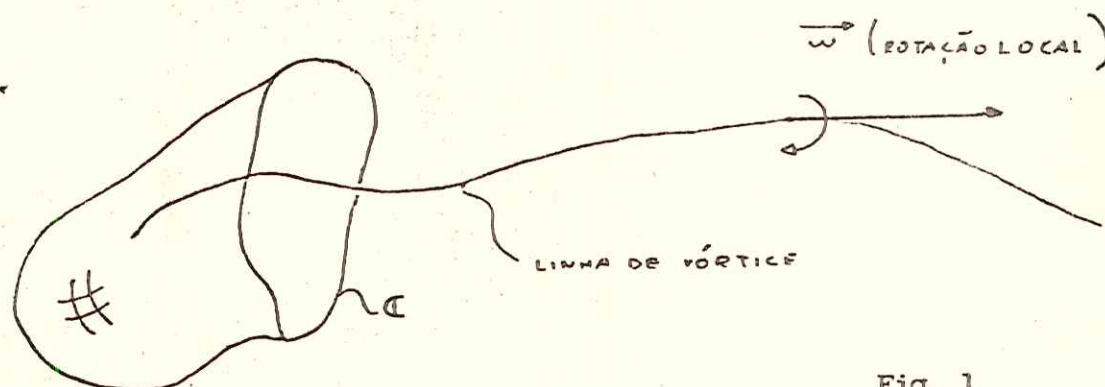


Fig. 1

Define-se circulação, como sendo o fluxo do vetor de rotação local através de uma superfície que se apoia em uma certa curva fluida do escoamento.

A circulação pode ser expressa por:

$$\Gamma = \oint_C \vec{v} \cdot d\vec{r}$$

onde $\vec{v}...$ velocidade de cada ponto do escoamento

$\vec{r}...$ vetor de posição de cada ponto do escoamento

A Teoria da Circulação prova a seguinte afirmação:

"Uma linha de vórtice, se existe, é constituída sempre das mesmas

partículas fluidas, de tal forma que a circulação ao longo de qualquer curva fluida que a envolva, permanece, qualquer que se ja a evolução do escoamento potencial".

Como vimos, em primeira aproximação, considera-se uma asa tridimensional (ou pá de hélice) equivalente a uma linha de vórtice vinculada, em geral com circulação variável ao longo da envergadura; é a Linha de Sustentação que no caso de uma asa é esquematizada na Fig. 2.

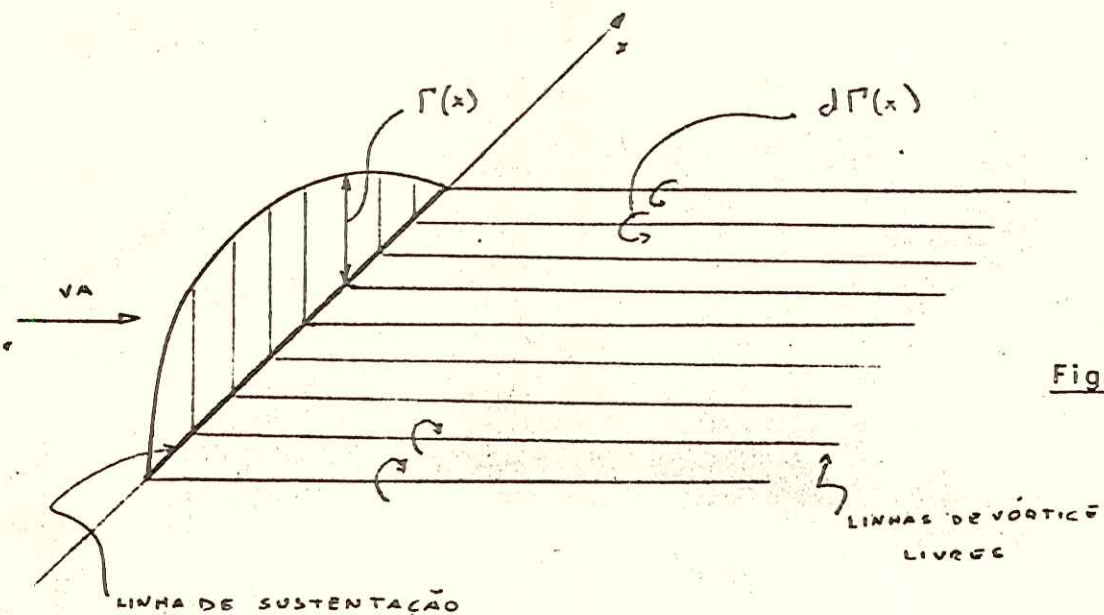


Fig. 2

Pela permanência da circulação, decorre que a cada posição desta Linha de Sustentação é gerada uma linha de vórtice livre, com circulação infinitesimal.

$$d\Gamma(x) = \frac{\partial \Gamma}{\partial x} dx$$

Estas linhas de vórtice livres, acompanham o escoamento, desde que são compostas de partículas fluidas.

No caso de um hélice, as pás do propulsor são modeladas por Linhas de Sustentação com circulação radialmente distribuídas, isto é,

$$\Gamma = \Gamma(r)$$

Segue-se que a cada raio destas Linhas de Sustentação são geradas linhas de vórtice livres e o conjunto dessas linhas compõem uma folha de vórtice. Devido à complexidade do modelo, que resulta em complicações de caráter matemático, convém subdividir os vários tipos de propulsores em hélices de alto, baixo e médio carregamento.

Demonstra-se ($/2/*$) para hélice moderadamente carregado, operando em Água Aberta num fluido sem viscosidade, que as folhas de vórtice livres formam no infinito superfícies helicoidais cilíndricas de passo constante, para a condição de perda mínima de energia na esteira do hélice (eficiência máxima propulsor). Entretanto, no caso de tais hélices, faz-se a extrapolação desse resultado, admitindo-se que as superfícies helicoidais cilíndricas de passo constante ocorrem também na Linha de Sustentação.

A Fig. 3, resume e elucida a modelagem matemática:

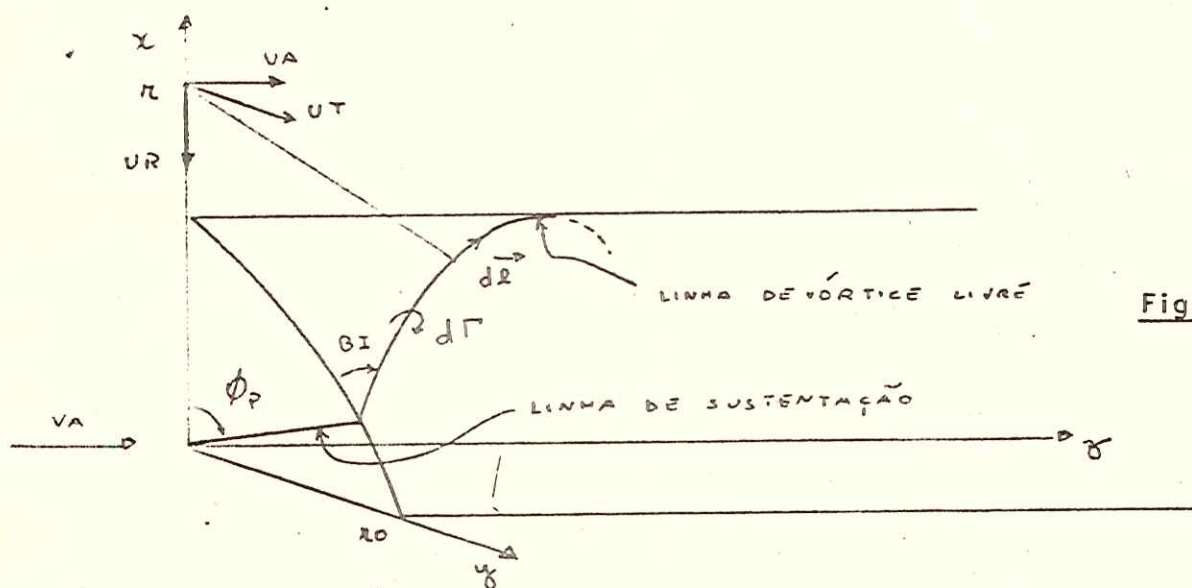


Fig. 3

onde,

- V_A velocidade de entrada no disco do propulsor.
- (x, y, z) sistema de coordenadas fixo no hélice.
- ϕ_p posição angular da primeira pá em relação a pá fixada em x .
- r ponto da pá em x , onde calculamos as velocidades induzidas.

(*) - Os números entre barras se referem às referências.

- S distância de pontos da linha do vórtice livre ao ponto da pá considerada.
 BI ângulo hidrodinâmico do passo.
 dr circulação elementar das linhas de vórtice livres.
 d $\vec{l}$ elemento da linha de vórtice livre.

2.2. - O Campo de Velocidades Induzido - Os Fatores de Indução.

A lei de Biot-Savart é aplicável dentro das hipóteses da Teoria da Circulação, então

$$d v_i = \frac{d \Gamma}{4\pi} \oint \frac{d \vec{l} \wedge \vec{s}}{s^3}$$

onde, $d \vec{v}_i$ é a velocidade induzida pela linha de vórtice livre.

Vimos que, para certos propulsores, era possível considerar as superfícies helicoidais cilíndricas com passo constante e segue-se, para estes casos que, apenas as velocidades tangencial (UT) e axial (UA) induzidas são consideradas. Como é desprezível a contração da esteira a ré desses hélices, a velocidade induzida radial fica fora de cogitação.

Pode-se mostrar (/3/) que no caso de termos Z linhas de vórtice angularmente equiespaçadas, em um cilindro de raio r_0 , as velocidades induzidas são expressas (já introduzindo variáveis adimensionais) por:

$$\left. \begin{aligned} d UT (X, X_0) &= \frac{Z^2 \cdot X_0 \cdot F1}{2\pi \cdot X \cdot LAMBI (X_0)} \\ d UA (X, X_0) &= \frac{Z}{4\pi \cdot LAMBI (X_0)} - \frac{X}{LAMBI (X_0)} d UT (X, X_0) \end{aligned} \right\} P / \frac{X}{X_0} < 1$$

$$\left. \begin{aligned} d UA (X, X_0) &= \frac{-Z^2 \cdot X_0 \cdot F2}{2\pi \cdot LAMBI^2 (X_0)} \\ d UT (X, X_0) &= \frac{Z}{4\pi} \cdot \frac{LAMBI (X_0)}{X} d UA (X, X_0) \end{aligned} \right\} P / \frac{X}{X_0} > 1$$

onde,

F1 e F2 são dadas em termos de funções de Bessel modificadas.

Uma discussão na referência /3/ conclui que F1 e F2 podem ser colocadas em termos de funções elementares e que F1 diverge quando X se aproxima de X0. Mas também mostra que F1 e F2 são da ordem de $(X-X_0)^{-1}$ quando X se aproxima de X0. E para evitar a singularidade, define-se os Fatores de Indução:

$$IA(X, X_0) = -4\pi (X-X_0) dUA(X, X_0)$$

$$IT(X, X_0) = 4\pi (X-X_0) dUT(X, X_0)$$

seguinte-se que IA e IT permanecem finitos quando X se aproxima de X0.

Como foi visto, a reunião das várias linhas de vórtice livres, compõem folhas de vórtice livres. E as velocidades induzidas, tangencial e axial, integradas para estas folhas podem ser expressas por:

$$\frac{UA, T(X)}{VS} = \frac{1}{2} \oint_{XH}^1 \frac{dG(X_0)}{dX_0} \frac{IA, T(X, X_0)}{X-X_0} dX_0 \quad (1)$$

onde,

$$G = \frac{\Gamma}{2\pi R VS}, \text{ o adimensional da circulação.}$$

Esta última integral apresenta uma singularidade do tipo $(X-X_0)^{-1}$. Portanto, deverá ser calculada considerando-se o Valor Principal de Cauchy.

2.3. - Equacionamento do Problema da Linha de Sustentação

Pensando-se agora na condição de perda mínima de energia, vimos que para hélice moderadamente carregado em Água Aberta e num fluido não viscoso, a superfície cilíndrica helicoidal era de passo constante. Esta condição pode ser expressa por:

$$\frac{TGBI(X)}{TGB(X)} = CTE$$

Pode-se provar que:

$$CTE = \frac{1}{ETAI}$$

e portanto, tem-se:

$$\frac{TGBI(X)}{TGB(X)} = \frac{1}{ETAI}$$

A esta condição estão vinculadas as hipóteses de fluido não viscoso e propulsor em Água Aberta. A restrição de fluido não viscoso será levantada posteriormente. Quanto à restrição de propulsor em Água Aberta, pesquisas mais recentes mostram que esta condição pode ser expressa por:

$$\frac{TGBI(X)}{TGB(X)} = \frac{1}{ETAI} \sqrt{\frac{1 - W_0^2}{1 - W(X)^2}} \quad (II)$$

onde,

W_0 , esteira nominal

W , esteira local

Vejamos agora, como o empuxo necessário pode ser expresso em termos das velocidades induzidas.

Na figura abaixo, estão indicados os elementos básicos:

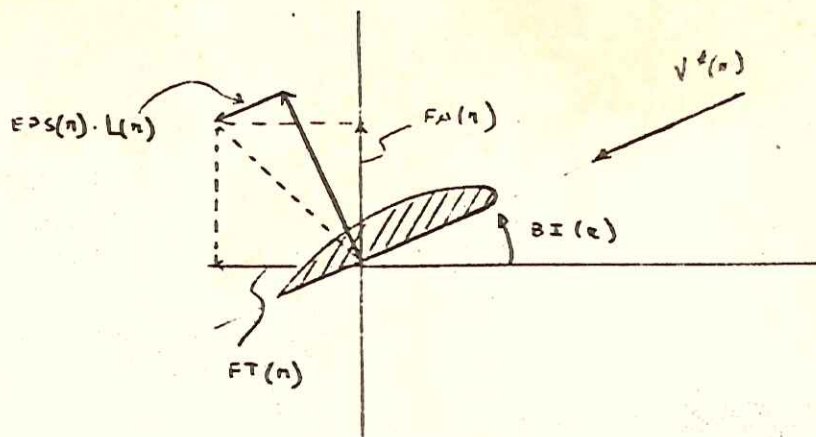


Fig. 4

Para um certo perfil, como posicionado na fig.4, relativamente a $V^*(r)$, velocidade de incidência resultante, poderemos calcular a sustentação por unidade de comprimento, através da lei de Kutta-Joukowski:

$$L(r) = \rho \cdot V^*(r) \cdot \Gamma(r)$$

com: $L(r) \perp V^*(r)$

Nesta altura, o arrasto devido a viscosidade do fluido, é considerado através do coeficiente de "drag-lift", $EPS(r)$. Na figura $FA(r)$ e $FT(r)$ são respectivamente as contribuições do perfil da pá para o empuxo necessário e para a potência requerida.

O empuxo T , desenvolvido, é dado por:

$$T = Z \int_{rh}^R FA(r) dr$$

A potência PH , absorvida, é dada por:

$$PH = Z \cdot w \int_{rh}^R FT(r) r \cdot dr$$

onde,

ω ... velocidade angular do hélice.

Em cada raio da pá (em cada raio da Linha de Sustentação), tem-se devido as considerações anteriores, o seguinte diagrama de velocidades (Fig. 5):

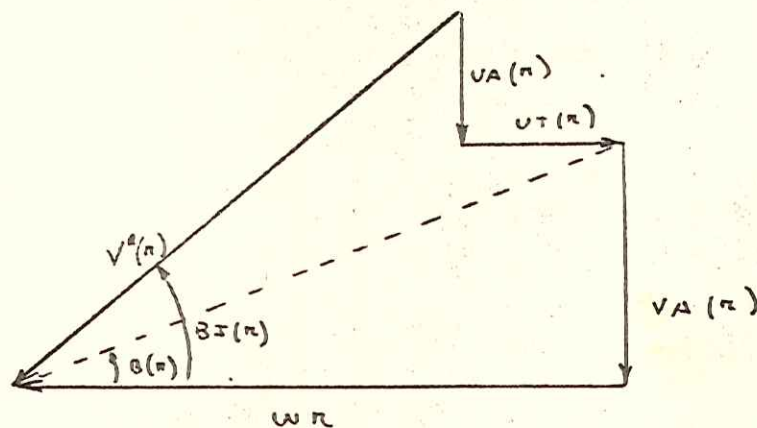


Fig. 5

onde pode-se notar a velocidade resultante $V^*(r)$ que é determinante para o posicionamento do perfil e portanto do ângulo hidrodinâmico do passo BI e assim do próprio passo.

Da figura, segue-se:

$$TGBI(r) = \frac{VA(r) + UA(r)}{\omega r - UT(r)}$$

ou em termos adimensionais:

$$TGBI(X) = \frac{\frac{VA(X)}{VS} + \frac{UA(X)}{VS}}{\frac{X}{LAMBDA} - \frac{UT(X)}{VS}} \quad (2)$$

Se, de posse da equação (1), substituirmos os valores de $\frac{UA, T(X)}{VS}$ na equação (2), obtem-se:

$$\oint_{xh}^1 \left[\frac{dG(XO)}{dXO} \frac{IA(X,XO) + TGBI(X) \cdot CT(X,XO)}{X-XO} \right] dXO =$$

$$= 2 \left[\frac{TGBI(X) \cdot X}{LAMBS} - \frac{VA(X)}{VS} \right] \quad (I)$$

que é uma equação integro-diferencial nas incógnitas $G(X)$ e $TGBI(X)$.

Introduzindo quantidades adimensionais, tais como:

$$CTS = \frac{T}{\frac{1}{2} \rho \pi R^2 VS^2} \quad (\text{coeficiente de empuxo})$$

$$CPS = \frac{PH}{\frac{1}{2} \rho \pi R^2 VS^3} \quad (\text{coeficiente de potência})$$

e levando em conta a equação (2), decorre:

$$CTS = 4Z \int_{xh}^1 G(X) \left[\frac{X}{LAMBS} - \frac{UT(X)}{VS} \right] \left[1 - EPS(X) \cdot TGBI(X) \right] dX \quad (III)$$

2.4. - O Método de Resolução

Estamos, então, perante as seguintes equações:

$$(I) \oint_{hx}^1 \frac{dG(XO)}{dXO} \left[\frac{IA(X,XO) + TGBI(X,XO)}{X-XO} \right] dXO = 2 \left[\frac{TGBI(X)}{LAMBS} \cdot \frac{VA(X)}{VS} \right]$$

$$(II), TGBI(X) = \frac{1}{ETA} \sqrt{\frac{1-WO}{1-WX}}$$

$$(III) CTS = 4Z \int_{xh}^1 G(x) \left[\frac{X}{LAMBS} - \frac{UT(X)}{VS} \right] \left[1 - EPS(X) \cdot TGBI(X) \right] dX$$

A equação (I), nas incógnitas $G(X)$ e $TGBI$ tem caráter não linear e então optou-se por um processo reinterativo para sua resolução. O primeiro passo para esta reinteração é fornecido pela equação (II).

Faz-se uma primeira estima para ETAI, através do método de Kramer, já que para este método:

$$ETAI = ETAI (CTI, LAMB, Z)$$

onde CTI, LAMB são possíveis de se estimar pelos dados de entrada, que incluem W_0 e W . Assim com a equação (II) decorre o valor inicial para TGBI(X).

O segundo passo é a resolução da equação (I) na incógnita $G(X)$, já que é possível o conhecimento dos Fatores de Indução IA e IT a partir dos valores iniciais de TGBI. Para resolução desta equação integro-diferencial, optou-se por um método numérico, que pode ser encontrado na referência /5/: Método da Colocação. Para este método assume-se que $G(X)$ pode ser aproximado por polinômios tais que:

$$G(t) = \sqrt{1-t^2} \sum_{K=1}^{\frac{M}{2}+2} AK \cdot t^{K-1}$$

onde,

$$t = \frac{2X - XH - 1}{1 - XH}, \text{ para que a condição de que a circulação}$$

seja nula no bosso (XH) e na ponta da pá seja satisfeita.

Chega-se então a um sistema de equações lineares nas incógnitas AK , ($K=1, 2, \dots, \frac{M}{2} + 2$), sendo M o número de intervalos considerados para a discretização da função incógnita $G(X)$ e $\frac{M}{2} + 2$ pontos de controle do processo numérico. Da experiência adquirida, chegou-se que $M = 36$ é um valor razoável. Com os coeficientes AK , $G(X)$ é determinada.

O terceiro passo é verificarmos se a equação (III) é satisfeita, isto é, verificarmos se o empuxo necessário é atingido para tal $G(X)$. Se sim, o problema estará resolvido, se não, uma modificação em TGBI(X) é necessária (/1/) e o processo é repetido, até que se tenha a equação (III) satisfeita.

A equação (III), funciona então como condição de contorno do problema. Ela é referida ao empuxo necessário. Cumpre notar que na eventualidade de conhecermos a potência fornecida ao hélice (por exemplo no caso em que o motor da embarcação está

definido), poder-se-á facilmente colocar a condição de contorno em termos da potência fornecida e a resolução do problema não se altera na sua essência.

2.5. - Os resultados do Método da Linha de Sustentação

Introduzindo o coeficiente adimensional:

$$CL(r) = \frac{L(r)}{\frac{1}{2} \rho V^*(r) l(r)}$$

onde, $l(r)$ é a corda de cada perfil, e lembrando que $L(r) = \rho V^*(r) \Gamma(r)$, decorre que

$$CL(r) \cdot \frac{l(r)}{D} = 2\pi \frac{G(r)}{V^*(r)/VS} \quad (3)$$

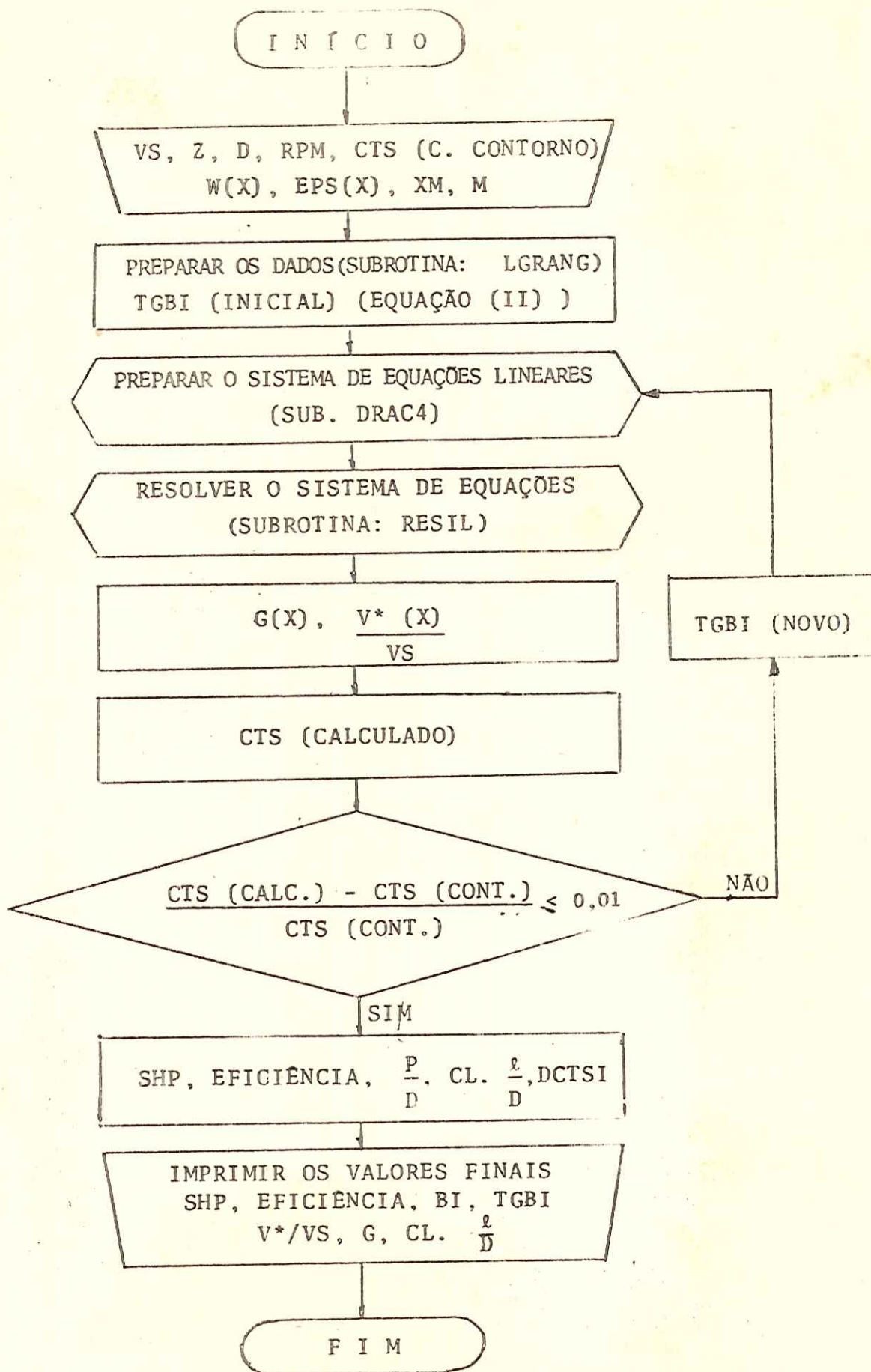
Após a obtenção de $G(X)$, poderemos facilmente (ver equação (1),) obter a velocidade de incidência resultante $V^*(r)/VS$ e assim, pela equação (3), obtermos o coeficiente,

$$CL(r) \cdot \frac{l(r)}{D}$$

que deverá ser verificado a cada raio para que o hélice produza o empuxo necessário fixado pelas condições de projeto. Com a escolha adequada dos perfis da pá, este coeficiente poderá ser satisfeito e se introduzirmos as condições de que o hélice projetado deve obdecer requisitos de cavitação e resistência estrutural, definimos o problema que será proximamente considerado, através do programa ESTCAV, de análise da Resistência Estrutural e da Cavitação.

2.6. - Diagrama de Blocos

A seguir apresentaremos o diagrama de blocos que fundamenta o programa de computador:



2.7. - O Programa DICOT e sua Utilizaçãoa) - Dados de Entrada

São admitidos no programa, os seguintes dados, pela ordem:

- Identificação do hélice
- M, IV, EPS
- Z, D, XH, VS, T, WO, TEMP, RPM
- Distribuição de X dados
- Distribuição de esteira local (W)
- Distribuição de coeficiente de "drag-lift" (EPS)

b) - Saída

A saída deste programa, pode ser considerada em quatro partes:

Primeira: Tem-se a indicação dos dados de entrada

Segunda: Tem-se a indicação dos valores calculados de SHP, CPS, Eficiência, CTS (Contorno), CTS (Calculado).

Terceira: Tem-se a indicação dos valores distribuídos. Calculados de:

$$\beta_i, \operatorname{tg} \beta_i, v_i, (P/D)_i, \frac{UA}{VS}, \frac{V^*}{VS}, G, CL \frac{l}{D}$$

$$\beta, \operatorname{tg} \beta, D \text{ (CTSI)}, D \text{ (CPS)}$$

porém, para ensaios adimensionais (X) de pouca utilização, que são entretanto inerentes ao método de colocação.

Quarta: Tem-se a distribuição dos valores calculados

dos dos mesmos parâmetros da terceira parte, porém, após interpolação para valores de maior uso dos raios adimensionais (X).

2.8. - Um exemplo de verificação

O programa foi processado com os dados de entrada do exemplo de hélice apresentado no Apêndice 2 da referência /1/. Trata-se de um hélice para navio mercante, nas seguintes condições:

VS = 21 nós
SHP = 17.500
WO = 0,20
t = 0,15

Da consideração relativa a vibração escolheu-se hélices de 4 pás.

Da consideração relativa a forma da pôpa e de otimização empírica estimou-se

RPM = 102
D = 6,40m

Para temperatura padrão da água assumiu-se 15°C.

Para distribuição de esteira $W(X)$ como indicado na listagem.

Para coeficiente de "drag-lift" médio: 0,046.

Por questões de análise o programa foi processado para quatro condições diferentes:

- Propulsor em água aberta ($W(X)=0$) e Escoamento Ideal ($EPS(X)=0$)
- Propulsor em água aberta ($W(X)=0$) e escoamento Real ($EPS(X) \neq 0$)
- Propulsor adaptado à esteira ($W(X) \neq 0$) e escoamento ideal ($EPS(X)=0$)

- Propulsor adaptado à esteira ($W(X)/0$) e escoamento real ($EPS(X)/0$).

Os resultados obtidos para as condições pertinentes, isto é, Propulsor Adaptado à esteira são apresentados nos gráficos anexos.

No primeiro gráfico são plotados três resultados - para o hélice em projeto dos valores da distribuição de passo. As curvas 1 e 2, são os resultados do DICOT com dois valores diferentes para o coeficiente de "drag-lift" médio, para verificarmos a influência da viscosidade. A curva 3 é o resultado da referência /1/. A curva 4 é a distribuição de passo adotado pela série B de Troost (4 nós), não servindo portanto, para comparação ponto a ponto.

No segundo gráfico são plotados os resultados para a tangente do ângulo hidrodinâmico do passo. A influência da viscosidade revelou-se desprezível.

No terceiro gráfico são plotados os valores do coeficiente $CL(X) \cdot \frac{l}{D} (x)$.

No quarto gráfico são plotados os valores da circulação adimensional.

Nos dois últimos gráficos entre $X = 0,2$ e $X = 0,4$; tem-se discrepância dos resultados pelo seguinte motivo. A referência /1/ considera que a circulação na Linha de Sustentação é zero somente para $X = 0,0$. Esta condição de contorno foi questionada durante muito tempo. Finalmente a referência /2/ estudou o problema detalhadamente e conclui pela condição de contorno tal que a circulação é nula para $X = XH$ (no caso em estudo $XH=0,2$). O programa DICOT assume as conclusões da referência /2/.

CAPÍTULO 3ESTCAV:ANÁLISE DE RESISTÊNCIA ESTRUTURAL E DE CAVITAÇÃO3.1. - ESTCAV: CONTINUIDADE DO PROGRAMA "DICOT"

No capítulo 2 vimos que, através do método da Linha de Sustentação, era possível chegar-se à distribuição do coeficiente

$$CL(r) \cdot \frac{l(r)}{D},$$

que é o produto do coeficiente de sustentação e da corda adimensional de cada perfil. Assim, se escolhermos uma certa distribuição de perfis para a pá, que verifique a cada raio o coeficiente acima, a formulação anterior garante que o empuxo necessário será atingido com a mínima perda de energia, isto é, com a eficiência máxima do propulsor. Entretanto, esta distribuição de perfis deve ser tal que sejam obedecidos requisitos de resistência estrutural (isto é, o hélice deve ser de um material tal que suas tensões admissíveis não sejam ultrapassadas) e requisitos de cavitação (isto é, o hélice deve ser tal que a pressão de vapor d'água não seja atingida em nenhum ponto das pás).

Tal é o problema que o programa ESTCAV se propõe resolver.

3.2. - Considerações para Análise de Cavitação

O índice de cavitação, para cada perfil, pode ser expresso por:

$$SIG(X) = \frac{P_{\infty} - PV}{\frac{1}{2} RHO V^*(X)^2}$$

onde,

P_{∞} Pressão do escoamento de entrada
 PV Pressão de vaporização d'água
 RHO Densidade d'água
 $V^*(x)$ Velocidade de incidência resultante em cada perfil determinada pelo programa "DICOT".

O coeficiente de pressão, para cada perfil, pode ser expresso por:

$$CP(X) = \frac{P - P_{\infty}}{\frac{1}{2} RHO V^*(X)^2}$$

onde,

P é a pressão em cada perfil.

Para que a cavitação não ocorra, em cada perfil, de vemos ter a seguinte condição satisfeita:

$$P \geq PV,$$

e por simples transformação algébrica, chegamos à:

$$CP(X) + SIG(X) \geq 0$$

Para cada perfil, considere-se o coeficiente de pressão mínimo, então, devemos ter:

$$CP(X) \geq CPM(X) \geq - SIG(X),$$

onde,

CPM Coeficiente de pressão mínimo de cada perfil e, concluindo, chega-se à condição para a qual a não existencia de cavitação é garantida para cada perfil:

$$|CPM(X)| \leq SIG(X)$$

(1)

O coeficiente de pressão mínimo, dentro das hipóteses de linearidade, é obtido por superposição, a saber:

$$CPM = CPM, t + CPM, C + CPM, \Delta\alpha$$

onde,

CPM, t coeficientes de pressão mínimo, devido à distribuição simétrica de espessura com ângulo de ataque zero;

CPC, C coeficiente de pressão mínimo para a linha média do perfil colocada no ângulo de ataque ideal;

$CMP, \Delta\alpha$ coeficiente de pressão mínimo devido ao ângulo de ataque diferente $\Delta\alpha$ do ideal.

O perfil que adotaremos para cada seção da pá é o "NACA-16" com $a = 0,8$ (modificada) que se presta para grande número de propulsores. Posteriormente, deverá ser feita análise com outros tipos de perfis.

Para este perfil, considerando-se a referência /6/

temos:

$$|CPM(X)| = 2,28 \frac{t(X)}{\frac{l(X)}{D}} + 0,56 \frac{CL(X) \cdot \frac{l(X)}{D}}{\frac{l(X)}{D}}$$

Assim, para que não ocorra cavitação, lembrando a equação (1), vem:

$$SIG(X) \cdot \frac{l(X)}{D} - 2,28 \frac{t(X)}{D} \geq 0,56 CL(X) \cdot \frac{l(X)}{D} \quad (I)$$

Além disso, a referência /1/, sugere que sejam obedi-
decidos os limites:

$$\frac{t(X)}{D} \leq 0,2 \frac{l(X)}{D} \quad (II)$$

$$\frac{l(X)}{D} \geq 1,3302 \cdot CL(X) \cdot \frac{l(X)}{D} \quad (III)$$

3.3. - Considerações para Análise Estrutural

A Teoria de Viga é usada para calcular aproximadamente os esforços em cada perfil da pá. Podemos obter a distribuição de momentos fletores, que atuam em cada perfil, M_{xo} e M_{yo} com x_d eixo que passa pelo centro de gravidade de cada perfil e paralelo à linha que une o bordo de ataque ao bordo de fuga, e y_o perpendicular a x_o pelo centro de gravidade. A partir dos momentos fletores, podemos calcular as tensões que agem no bordo de ataque, no bordo de fuga e no ponto de espessura máxima de cada perfil, considerados os pontos de maior solicitação. Chegamos a:

$$S_1 = A_1 M_{xo} - A_2 M_{yo} + S_t$$

$$S_2 = S_1 + B_1 M_{yo}$$

$$S_3 = S_1 + B_2 M_{xo} + \frac{B_1}{2} M_{yo}$$

onde,

S_1, S_2, S_3 , são as tensões, respectivamente, dos pontos acima referidos.

A_1, A_2, A_3 , funções de $\frac{t(X)}{D}$ e $\frac{l(X)}{D}$

Sendo SC a tensão admissível do material do hélice, segue-se que,

$$|S_{MAX}| = \max(|S_1|, |S_2|, |S_3|) \leq SC \quad (4)$$

3.4. - Equacionamento do Problema

Nas incógnitas $\frac{t(X)}{D}$ e $\frac{l(X)}{D}$, temos, resumindo as considerações anteriores, o seguinte sistema de inequações:

$$(1) \quad \sigma(X) \frac{l(X)}{D} - 2.28 \frac{t(X)}{D} \geq 0.56 CL(X) \cdot \frac{l(X)}{D}$$

$$(2) \quad 0.2 \frac{l(X)}{D} - \frac{t(X)}{D} \geq 0$$

$$(3) \quad \frac{z(X)}{D} \geq 1,3302 \cdot CL(X) \cdot \frac{z(X)}{D}$$

$$(4) \quad SMAX \leq SC$$

Nota-se assim um problema não linear cuja solução está sendo encaminhada atualmente no IPT. Uma primeira tentativa de solução, é feita utilizando-se um processo reinterativo.

3.5. - Solução em Estudo

Da inequação (I), podemos chegar à seguinte equação:

Seja K, um número real positivo menor ou igual a 1

Então a inequação (I), originalmente

$$|CPM(x)| \leq \sigma(x),$$

pode ser escrita através da equação

$$|CPM(x)| = K \sigma(x).$$

Assim, o número K pode ser encarado como um coeficiente de segurança para a cavitação. Note-se que para o início da cavitação, isto é, na situação limite, $K = 1$.

Estas considerações nos levam à equação (I-I)

$$(I-I) \quad K \sigma(x) \cdot \frac{z(x)}{D} - 2,28 \frac{t(x)}{D} = 0,56 CL \frac{z(x)}{D}$$

que deve ser verificada à cada perfil para que os limites de cavitação não sejam atingidos, desde que $K \leq 1$.

A solução em estudo, é como segue. Assume-se uma distribuição inicial de espessuras, isto é, assume-se $t(X)$, através da fórmula de Van Manen e Troost, como indicado na referência /1/:

$$\frac{t(X)}{D} = \frac{tP}{D} + f(X) \left(\frac{tO}{D} - \frac{tP}{D} \right)$$

onde,

$\frac{t_P}{D}$, é a espessura na ponta da pá,

$\frac{t_0}{D}$, é a espessura no eixo do hélice.

Como $\frac{t_P}{D}$ em geral é fixado por considerações de resistência estrutural, (tipo de material por exemplo) e cavitação, de maneira empírica e consagrada (ver /7/), tem-se um parâmetro que é $\frac{t_0}{D}$.

A seguir assume-se a distribuição de cordas, isto é, $l(X)$, através de família de propulsores fornecida por Cox - (Ver /8/).

$$\frac{l(X)}{D} = K \left[\sqrt{Lu - Mu^2} - Nu \right]$$

onde $u = \frac{1 - X}{1 - XH}$

e (K, L, M, N) função dos parâmetros: RAE, LHLM, XLM

onde, RAE, razão de área expandida
LHLM, razão entre a corda no bosso e a corda máxima
XLM, posição da corda máxima.

A família de Cox, foi verificada pelo IPT. Chegou-se que seu comportamento é razoável quando comparado com vários contornos fixados pelas várias séries sistemáticas. Além disso permite a investigação de outros contornos não abordados pelas séries. Tem-se assim, para a definição da distribuição de cordas, a necessidade de 3 parâmetros RAE; LHLM e XLM.

Uma vez assumidos $\frac{t(X)}{D}$ e $\frac{l(X)}{D}$, parte-se para a verificação de seus valores. Utiliza-se para isso do sistema de inequações apresentado nas páginas 27 e 28:

- (1) verifica a Cavitação
- (2) e (3) verifica limites consuetudinários com relação à geometria
- (4) verifica a Resistência Estrutural

Em princípio o problema tem infinitas soluções. Cada conjunto dos parâmetros do problema: $\{\frac{t_0}{D}, RAE, LHLM, XLM\}$ desde que obedecidas as restrições, seria solução. Dessa forma, o problema toma o caráter de otimização, com a introdução de uma função de mérito: o volume do propulsor.

O volume do propulsor é dado por:

$$V_{HEL} = Z \int_{RH}^R A(r) dr$$

onde $A(r)$ pode ser facilmente colocado em função de $\frac{t(r)}{D}$ e $\frac{l(r)}{D}$, quando se opta por um tipo de perfil (NACA-16 e NACA-66, no nosso estágio atual de investigação).

Resumindo, o problema que se quer resolver é:

Obter um conjunto de parâmetros $\{\frac{t_0}{D}, RAE, LHLM, XLM\}$, tal que, obedecidas as restrições (1), (2), (3) e (4) se tenha um volume de propulsor mínimo.

3.6. Resultados: Situação Atual de Pesquisa

O Programa ESTCAV, ainda está em desenvolvimento no IPT. Já se deu passos definitivos para a sua execução.

Todas as subrotinas de verificação (1), (2), (3) e (4) já estão prontas, faltando apenas a definição do método de resolução do Problema de Otimização do problema exposto. Investiga-se atualmente tais métodos, prevendo-se para fins de novembro de 1975 a consagração do programa ESTCAV.

C A P Í T U L O 4O MÉTODO DA SUPERFÍCIE DE SUSTENTAÇÃO

O método da Linha de Sustentação, permite definir TGBI (X), devido à folha de vórtices livres, gerada a partir da Linha de Sustentação. Entretanto, para se obter valores mais reais, é preciso obter a contribuição devido a vorticidade vinculada à pá, isto é, uma distribuição contínua de vórtices ao longo de cada perfil e portanto ao longo da superfície da pá. Daí o nome Superfície de Sustentação.

Tal distribuição de vórtices, induz novos componentes de velocidade nos vários pontos da pá, as quais são superpostas às obtidas pelo Método da Linha de Sustentação. A determinação da intensidade de vórtice vinculada é feita através de uma equação integral.

Para a solução dessa equação integral, existem vários algoritmos numéricos propostos por vários autores. Procedese então, atualmente, à pesquisa destas várias referências com o objetivo de selecionamento da melhor solução.

Ressalte-se que além da distribuição de vórtice, como vimos, procede-se à distribuição de fontes e sorvedouros ao longo da Superfície de Sustentação, possibilitando uma melhor modelagem de espessuras dos perfis.

Ressalte-se também, que o Método da Linha de Sustentação é essencial nas considerações do Método da Superfície de Sustentação. O Método da Superfície de Sustentação, para o projeto de hélices pela Teoria da Circulação é parte integrante do convênio IPT - Marinha do Brasil, que ora está em desenvolvimento.

C A P Í T U L O 5

LIMITAÇÕES

Através dos anos uma grande limitação acompanhava a metodologia de Projeto de Hélices pela Teoria da Circulação. Referimo-nos a inexistência de computadores de grande porte, como os disponíveis atualmente, que permitem a solução com razoável - precisão do modelo matemático relativamente complexo.

Esta limitação levou à formulação de hipóteses simplificadoras, que implicam na consideração apenas de certos tipos de hélices. Antigamente só era possível, através desta metodologia, a determinação de hélices de baixo carregamento. Nas duas últimas décadas, entretanto, conseguiu-se ultrapassar esta barreira, com a formulação da metodologia de hélices moderadamente carregados. Atualmente pesquisa-se a metodologia para hélices altamente carregados.

Assim, a presente metodologia fica restrita aos hélices moderadamente carregados.

Uma outra limitação aparente ao método é a de que, apenas para valores fixados de diâmetro e rotação, é possível projetar-se o hélice. Estes entram como dados de entrada no método. Entretanto, este problema é facilmente contornável, pois o pouco tempo de computação, requerido pelo método podemos projetar hélices para dois ou mais conjuntos de valores de diâmetro e rotação e assim escolher o de melhor eficiência.

CAPÍTULO 6

CONCLUSÕES E PERSPECTIVAS

Como vimos, três passos fundamentais constituem o Método de Projeto de Hélices pela Teoria da Circulação.

O primeiro passo, concerne à determinação do carregamento do perfil de cada pá do hélice através do método da Linha de Sustentação, já está resolvida a contento, com o programa de computador DICOT em fase de operação.

O segundo passo, referente à análise de resistência estrutural e cavitação, ainda é objeto atual de estudos pelo IPT, devido às dificuldades matemáticas de solução terem sido maiores que as previstas inicialmente; no entanto sua solução deve decorrer em breve, dos estudos realizados pelo apoio do Convênio IPT-SUNAMAM.

O terceiro passo, concernente à determinação definitiva da angularidade do escoamento, utilizando-se do Método de Sustentação é parte integrante do atual convênio IPT Marinha do Brasil, de 2 anos, procedendo-se atualmente à pesquisas bibliográfica.

Espera-se assim, como perspectiva, a possibilidade de projetar-se hélices através da Teoria da Circulação, em fins de 1976, possibilitando assim, aos projetistas brasileiros uma nova opção para o projeto que não às das Séries Sistemáticas que, como vimos, tornam-se cada vez mais limitados, uma vez que restringem as opções do projetista.

S I M B O L O G I A

VS	velocidade de serviço
D	diâmetro do propulsor ($D = 2R$)
VA	velocidade de entrada no eixo do hélice
Z	número de pás
X	raio adimensional do propulsor ($X = \frac{r}{R}$)
WO	coeficiente de esteira efetiva
IV	número de pontos dados da esteira local (geralmente = a 9)
RPM	rotações por minuto do propulsor
M	relativo aos pontos de controle do método de colocação - (fixado e igual a 36)
XH	raio do bosso adimensional
LAMB/ LAMBS	coeficientes de avanço em água aberta/adaptado à esteira
IT/IA	fatores de indução tangencial/axial
T	empuxo necessário
TEMP	temperatura da água em graus Celsius
RHO	densidade da água
EPS	coeficiente de "drag-lift"

W (X) coeficiente de esteira local

CPS adimensional da potência requerida $(CPS = \frac{PH}{\frac{\pi}{2} RHO R^2 VS^2})$

CTS adimensional do empuxo necessário $(CTS = \frac{T}{\frac{\pi}{2} RHO R^2 VS^3})$

BI ângulo hidrodinâmico do passo

$\frac{P}{D}$ distribuição de passo

UA velocidade induzida axial

UT velocidade induzida tangencial

V* velocidade resultante de incidência em cada perfil da pá

G distribuição de circulação adimensional

CL coeficiente de sustentação

l corda dos perfis

ETA eficiência do propulsor

β ângulo geométrico do passo

(.)I referido à fluido ideal (sem viscosidade)

SIG índice de cavitação

SC tensão admissível

REFERÊNCIA BIBLIOGRÁFICA

- /1/ ECKHARDT, M. K. & MORGAN W. B. A propeller design method
Transactions SNAME, 1955 v. 63
- /2/ LERBS, H. W. Moderately loaded propeller with a finite number
of blades and on arbitrary distribution of circulation
Transactions SNAME, 1952 v. 60
- /3/ MORGAN, W. B. & WRENCH, J. M. Some computational aspects of
propeller design. NSRDC
- /4/ KERWIN, J. E. Machine computation of marine propeller charac-
teristics. International shipbuilding progress 6(60): 1959
- /5/ HILDEBRAND, F. B. Methods of applied mathematics. New Jersey
Prentice-Hall
- /6/ BRESLIN, J. D. & LANDWEBER. A manual for calculation of incep-
tion of cavitation in two and three dimensional forms
Technical and Research Bulletin No. 1-21 SNAME
- /7/ O'BRIEN, T. P., The design of marine screw propellers publi-
shed by Hutchensen and Co., Ltd., 1962
- /8/ COX, G. G. Corrections to the camber of constant pitch pro-
pellers Transactions RINA v. 103 1961

ANEXO 1 - DICOT

PROGRAMA DE DETERMINAÇÃO-
DA DISTRIBUIÇÃO DE CARRE-
GAMENTO RADIAL DA PÁ, COM
O REQUISITO DE EFICIÊNCIA
MÁXIMA.

EXEMPLO DE SAIDA COM EXEM-
PLO DO APÊNDICE DOIS DA-
REFERÊNCIA /1/

INSTITUTO DE PESQUISAS TECNOLÓGICAS

DIVISÃO DE ENGENHARIA NAVAL

PROJETO DE HELICE PELO METODO DOS FATORES DE INDUÇAO

EXEMPLO DO PAPEL DE ECKHARDT, DIAMETRO CORRETO = 4,481 M, 240.00, CTE.

D A D O S

V0..... 21.0 NOS D..... 0.481 M LAMB..... 0.2520 T..... 187000.KGF
 W0..... 0.200 Z..... 4. LAMB 0.. 0.3162 TEMP... 15.0 GRAUS C
 RPM..... 102. KM... 0.200 EPS... 0.0460

COEFICIENTES DE ESTEIRA E DRAG-LIFT

X	K(X)	EPS
0.2000	0.4240	0.0460
0.3000	0.3440	0.0460
0.4000	0.2800	0.0460
0.5000	0.2490	0.0460
0.6000	0.2210	0.0460
0.7000	0.2000	0.0460
0.8000	0.1850	0.0460
0.9000	0.1740	0.0460
1.0000	0.1610	0.0460

VALORES CALCULADOS
*****CPS: 0,6643
SKP: 18847.

EFICIENCIA: 0,661

CTC (CONTORNO) F: 0,5587
CTS (CALCULADO) F: 0,5593

X	BETA I (GRAUS)	TG. BETA I	LAMB I	(P/D) I	UA/VB	UT/VB	VE/VB	S	CLL/D
0,2056	54,53	1,4033	0,2884	0,4062	0,0979	0,1662	0,2338	0,0022	0,0166
0,2333	51,41	1,2621	0,2985	0,4251	0,1137	0,1686	0,2479	0,0111	0,0762
0,2776	47,47	1,0901	0,3028	0,4513	0,1355	0,1667	1,0531	0,0177	0,1855
0,3222	43,87	0,9613	0,3098	0,4732	0,1534	0,1623	1,1865	0,0219	0,1137
0,3667	40,72	0,8626	0,3156	0,4913	0,1688	0,1562	1,3239	0,0258	0,1105
0,4111	37,93	0,7793	0,3208	1,0085	0,1799	0,1493	1,4592	0,0273	0,1176
0,4556	35,46	0,7122	0,3245	1,0193	0,1896	0,1422	1,5944	0,0291	0,1146
0,5000	33,26	0,6558	0,3279	1,0301	0,1975	0,1351	1,7296	0,0304	0,1184
0,5444	31,29	0,6077	0,3308	1,0394	0,2039	0,1283	1,8649	0,0313	0,1854
0,5889	29,51	0,5661	0,3334	1,0473	0,2091	0,1216	2,0003	0,0316	0,0999
0,6111	28,72	0,5474	0,3345	1,0509	0,2114	0,1187	2,0682	0,0319	0,0978
0,6556	27,18	0,5133	0,3366	1,0575	0,2152	0,1128	2,2048	0,0319	0,0918
0,7000	25,80	0,4835	0,3384	1,0632	0,2183	0,1073	2,3399	0,0313	0,0846
0,7444	24,54	0,4567	0,3400	1,0680	0,2212	0,1023	2,4759	0,0307	0,0778
0,7889	23,39	0,4326	0,3413	1,0721	0,2236	0,0977	2,6121	0,0293	0,0705
0,8333	22,34	0,4100	0,3424	1,0756	0,2256	0,0935	2,7484	0,0273	0,0623
0,8778	21,36	0,3912	0,3436	1,0787	0,2274	0,0896	2,8849	0,0243	0,0538
0,9222	20,48	0,3734	0,3448	1,0819	0,2287	0,0859	3,0219	0,0208	0,0416
0,9667	19,67	0,3575	0,3455	1,0856	0,2294	0,0824	3,1594	0,0129	0,0256
0,9904	19,20	0,3483	0,3464	1,0882	0,2295	0,0803	3,2456	0,0025	0,0054

OBS.: FOI EFETUADA APENAS UMA ITERACAO

X	BETA	TC.BETA	D(C751)	D(C75)
0.2056	41.80	0.6940	0.0170	0.0100
0.2333	39.38	0.6208	0.1016	0.0400
0.2770	36.10	0.7291	0.2014	0.2011
0.3222	33.33	0.6577	0.3001	0.3001
0.3667	30.93	0.5998	0.4010	0.4216
0.4111	28.60	0.5515	0.5029	0.5397
0.4556	27.04	0.5104	0.6042	0.6001
0.5000	25.40	0.4749	0.7031	0.7003
0.5444	23.94	0.4440	0.7978	0.8900
0.5889	22.63	0.4168	0.8861	1.0102
0.6333	22.02	0.4044	0.9272	1.0634
0.6778	20.89	0.3817	1.0019	1.1617
0.7000	19.87	0.3613	1.0620	1.2453
0.7444	18.93	0.3429	1.1058	1.3002
0.7889	18.06	0.3261	1.1241	1.3423
0.8333	17.26	0.3107	1.1090	1.3354
0.8778	16.52	0.2967	1.0852	1.2685
0.9222	15.86	0.2840	0.9864	1.1809
0.9667	15.26	0.2728	0.6117	0.7546
0.9944	14.92	0.2665	0.1365	0.1492

VALORES INTERPOLADOS

X	BETA I (GRAUS)	TC. BETA I	LAMB I	(P/D)I	UA/VS	UT/VS	VA/VS	Q	CLL/D
0.2000	55.14	1.4353	0.2072	0.9021	0.0945	0.1656	0.0171	0.0000	0.0000
0.2500	49.99	1.1900	0.2976	0.9355	0.1223	0.1600	0.0605	0.0144	0.0942
0.3000	45.51	1.0213	0.3064	0.9627	0.1449	0.1640	1.1200	0.0200	0.1123
0.3500	41.05	0.8556	0.3135	0.9849	0.1629	0.1507	1.2731	0.0239	0.1101
0.4000	36.60	0.7981	0.3193	1.0050	0.1772	0.1511	1.4254	0.0260	0.1101
0.4500	32.75	0.7200	0.3240	1.0176	0.1885	0.1431	1.5775	0.0229	0.1131
0.5000	28.26	0.6550	0.3279	1.0301	0.1975	0.1351	1.7296	0.0304	0.1134
0.5500	24.05	0.6021	0.3312	1.0400	0.2006	0.1274	1.8810	0.0310	0.1047
0.6000	20.10	0.5566	0.3340	1.0491	0.2103	0.1202	2.0342	0.0319	0.0905
0.6500	17.36	0.5175	0.3364	1.0567	0.2140	0.1135	2.1870	0.0319	0.0910
0.7000	15.00	0.4835	0.3384	1.0632	0.2185	0.1073	2.3399	0.0315	0.0846

0.7500	12.39	0.4535	0.3401	1.0686	0.2215	0.1017	2.4930	0.0305	0.0770
0.8000	10.12	0.4270	0.3416	1.0731	0.2241	0.0966	2.6462	0.0289	0.0685
0.8500	8.96	0.4032	0.3420	1.0768	0.2263	0.0920	2.7996	0.0263	0.0590
0.9000	8.01	0.3821	0.3439	1.0803	0.2281	0.0877	2.9534	0.0224	0.0477
0.9500	7.96	0.3633	0.3451	1.0841	0.2292	0.0837	3.1077	0.0165	0.0332
1.0000	10.11	0.3466	0.3466	1.0880	0.2294	0.0796	3.2628	0.0000	0.0000

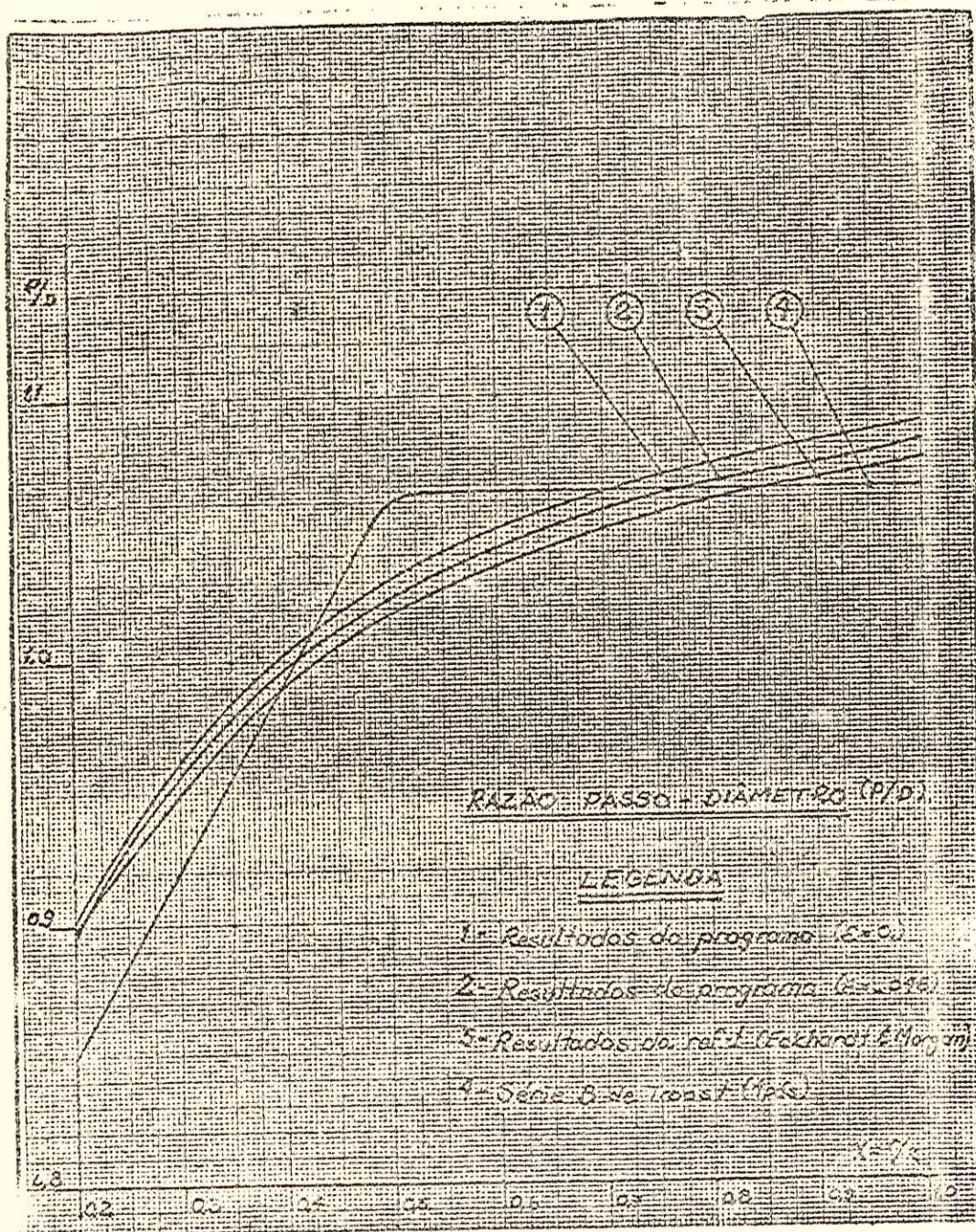
INSTITUTO DE PESQUISAS TECNOLÓGICAS

X	BETA	TG.BETA	Q(CTG)	Q(CP)
0.2000	32.32	0.9134	0.0000	0.0000
0.2500	30.07	0.7033	0.1422	0.1340
0.3000	28.66	0.6013	0.2507	0.2539
0.3500	27.81	0.5202	0.3338	0.3704
0.4000	26.37	0.4628	0.4774	0.5099
0.4500	27.26	0.5132	0.5910	0.6450
0.5000	23.43	0.5744	0.7031	0.7803
0.5500	21.77	0.6408	0.8092	0.9123
0.6000	22.32	0.6105	0.9067	1.0371
0.6500	21.03	0.5864	0.9924	1.1581
0.7000	19.87	0.5611	1.0626	1.2653

0.7500	18.81	0.5387	1.1202	1.3583
0.8000	17.45	0.5121	1.1641	1.4382
0.8500	16.47	0.5032	1.2022	1.5104
0.9000	15.10	0.2902	0.9902	1.2607
0.9500	13.28	0.2764	0.7700	0.9481
1.0000	12.46	0.2653	0.6000	0.8000

ANEXO 2 - DICOT

(Comparação dos resultados
obtidos pelo programa
DICOT com os resultados
obtidos pela Referência/1/)



DIRETIVO POR:		ASSINATURA	DATA
SUBSTITUIR A:	DES.		
	VISE.		
OBSERVAÇÕES 41	RESP.		

— IPT —

AGRUPAMENTO DE ENGENHARIA NAVAL

