

MARINHA DO BRASIL
CENTRO DE INSTRUÇÃO ALMIRANTE GRAÇA ARANHA
CURSO DE APERFEIÇOAMENTO PARA OFICIAL DE MÁQUINAS - APMA.1/2019

MAYCON CRUZ DOS SANTOS

**PROPULSOR DE PASSO FIXO: Análise teórica da sua geometria e impacto na
cavitação**

RIO DE JANEIRO
2019

MAYCON CRUZ DOS SANTOS

**PROPULSOR DE PASSO FIXO: Análise teórica da sua geometria e impacto na
cavitação**

Monografia apresentada como Trabalho de Conclusão de Curso apresentado ao Curso de Aperfeiçoamento para Oficiais de Máquinas do Centro de Instrução Almirante Graça Aranha, como parte dos requisitos para obtenção do Certificado de Competência Regra III/2 de acordo com a Convenção STCW 78 Emendada.

Orientador: Ramessés Cesar da Silva Ramos - OSM

RIO DE JANEIRO

2019

MAYCON CRUZ DOS SANTOS

PROPULSOR DE PASSO FIXO: Análise teórica da sua geometria e impacto na cavitação

Monografia apresentada como Trabalho de Conclusão de Curso apresentado ao Curso de Aperfeiçoamento para Oficiais de Máquinas do Centro de Instrução Almirante Graça Aranha, como parte dos requisitos para obtenção do Certificado de Competência Regra III/2 de acordo com a Convenção STCW 78 Emendada.

Data da Aprovação: ____/____/____

Orientador: Ramessés Cesar da Silva Ramos - OSM

Assinatura do Orientador

NOTA FINAL: _____

Assinatura do Aluno

Dedico este trabalho inicialmente à Deus, pois sem Ele não teria forças para essa longa jornada. A minha esposa Eldamária, por me apoiar, suportar minhas ausências e sempre acreditar no meu sucesso, a minha amada filha Maitê, sempre de braços abertos e um largo sorriso no rosto a cada retorno, meu combustível para não parar.

AGRADECIMENTOS

Agradeço aos meus pais, Joel dos Santos e Maria da Penha e aos meus irmãos, Josiane, Josimara e Marcelo, por me apoiarem e entenderem minha ausência.

Combati o bom combate, acabei a carreira, guardei a fé.
(2 TIMOTEO 4-7)

RESUMO

Devido ao rápido desenvolvimento dos vários tipos de propulsores nos navios e rebocadores atualmente, faz-se necessário ao Oficial de Máquinas da Marinha Mercante entender como se deu o desenvolvimento teórico da geometria do hélice e a sua implicação na eficiência na propulsão do navio. Esta monografia apresenta de forma sucinta, a evolução histórica da utilização dos propulsores e a análise teórica da geometria do propulsor de passo fixo através de deduções. Para isso, foram realizadas pesquisas em livros e artigos específicos sobre o tema. Esse conhecimento revela-se importante para a correta tomada de decisão quando necessário a participação na análise de projeto de instalação de propulsores em embarcações, na análise de suas condições estruturais quando de inspeções, seja submarina ou em dique seco, ou até mesmo na definição do regime de máquinas para se evitar os efeitos da cavitação na embarcação e no próprio propulsor.

Palavras-chave: Propulsor, Geometria, Eficiência, Cavitação.

ABSTRACT

Due to the rapid development of propellant types in ships and supply tugs nowadays, it is necessary for the Merchant Marine Engineer to understand how the theoretical development of propeller geometry and its implication in propulsion efficiency of the ship has occurred. This monograph presents, in a succinctly way, the historical evolution of the use of the propellers and the theoretical analysis of the geometry of the propeller of fixed pitch through deductions. For this, research was conducted on specific books and articles on the subject. This knowledge is important for the correct decision making when it is necessary to participate in the analysis of the design of propeller's installation in vessels, the analysis of their structural conditions during inspections, whether underwater or in dry dock, or even in the definition engine RMP to avoid the effects of cavitation on the vessel and on the propeller itself

Keywords: Propeller, Geometry, Efficiency, Cavitation.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES/FIGURAS

Figura 1:	Charlotte Dundas	14
Figura 2:	Forma original do propulsor de hélices patenteado por Sr Simit em 1836	16
Figura 3:	Navio Great Britain	16
Figura 4:	Navio USS Alarm, 1874	18
Figura 5:	Navios Dreadnought e Mauretania	19
Figura 6:	Mudanças na pressão e velocidade no disco propulsor, teoria do momentum	30
Figura 7:	Definição de pá do hélice	37
Figura 8:	Curvas de carga da pá	39
Figura 9:	Forças na pá do hélice	40
Figura 10:	Simbolos definindo o formato do aerofólio	41
Figura 11:	Distribuição de pressão na seção da pá	43
Figura 12:	Definição de Helix	43
Figura 13:	Desenho típico do propulsor	44
Figura 14:	Definição de ângulo de passo	45
Figura 15:	Definição de escorregamento	45
Figura 16:	Diagrama de velocidade na pá	46
Figura 17a:	Fluxo circular	54
Figura 17b:	Linha de fluxo ao redor do cilindro sem circulação	54
Figura 17c:	Linha de fluxo ao redor do cilindro com circulação	54
Figura 18:	Integral de linha	55
Figura 19:	Vortex da asa com circulação constante	56
Figura 20:	Sistema de vortex da asa com circulação variável	57
Figura 21:	Diagrama de esteira do navio SS. $C_s = 0.65$	62
Figura 22a:	Diagrama de esteira do navio TS com shaft-trusts	65
Figura 22b:	Diagrama de esteira do navio TS com bossings	65
Figura 23:	Geometria do Helix	78
Figura 24:	Desenho do propulsor	79
Figura 25:	Efeito da forma da seção da pá na projeção do contorno da pá	82
Figura 26a:	Estresse compressivo (Boswell et al, 1976)	9
Figura 26b:	Estresse principal máximo sobre carga uniforme de $6,89kN/m^2$	91

LISTA DE ILUSTRAÇÕES/FIGURAS

Figura 27:	Isocurvas do estresse equivalente do Huber-Hencky-Von, calculado para condição de tração estática à ré (valores de escala real) (Luttemer et al, 1984)	94
Figura 28	Fluxo e pressão ao redor do aerofólio	99
Figura 29:	Cavitação tipo folha estável	102
Figura 30:	Cavitação tipo bolha	102
Figura 31:	Cavitação tipo nuvem	104
Figura 32:	Cavitação tipo vortex não fixa à ponta	104
Figura 33:	Cavitação tipo vortex fixa à ponta	104
Figura 34:	Cavitação no hub	104
Figura 35:	Curva característica de propulsor em túnel de cavitação	108
Figura 36:	Desenvolvimento de padrões de cavitação	109
Figura 37:	Medida da distribuição de pressão sobre perfil a diferentes números de cavitação	111
Figura 38:	valores de C_L , C_D , e C_D/C_L como função de α para diferentes números de cavitação para o perfil da figura 37	112
Figura 39:	valores de K_T , K_Q e η_0 como função da taxa de avanço j a diferentes números de cavitação para um propulsor Wageningen B5-75	113
Figura 40:	Erosão por cavitação na pá do propulsor	114
Figura 41:	Erosão por cavitação intensa causando perda de material	114
Figura 42:	Bordo de fuga da pá do propulsor dobrado causado por cavitação	116
Figura 43:	Diagrama simples de cavitação	121

LISTA DE TABELAS

Tabela 1:	Ordenadas para a espessura do modelo NACA66	37
Tabela 2:	Influência dos componentes do harmônico da esteira ou forças e momentos instáveis	55
Tabela 3:	Constantes do material de construção dos propulsores	73

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	14
2	PROPULSÃO DOS NAVIOS	19
2.1	Tipos de máquinas de navios	19
2.2	Definições de potência	23
2.3	Eficiência propulsiva	25
3	TEORIA DA AÇÃO DO PROPULSOR	26
3.1	Princípio da quantidade de movimento (momentum)	26
3.2	Discussão geral sobre a teoria dos hélices	28
3.3	Teoria da quantidade de movimento do hélice em ação	29
3.4	Teoria da quantidade de movimento, incluindo movimento angular	34
3.5	Teoria do elemento de pá do hélice de passo fixo	37
3.6	Teoria da circulação do hélice de passo fixo	50
4	INTERAÇÃO ENTRE CASCO E PROPULSOR	58
4.1	Geral	58
4.2	Esteira	38
4.3	Razão de escorregamento real e aparente	70
4.3.1	Eficiência rotativa relativa	70
4.3.2	Aumento da dedução de resistência e empuxo	71
4.4	Eficiência do casco	73
4.5	Eficiência propulsiva	74
5	GEOMETRIA DO PROPULSOR DE PASSO FIXO	76
5.1	Características gerais	76
5.2	Geometria da curva helix	76
5.3	Desenho do hélice	78
5.4	Detalhes de construção dos hélices marítimos	82
6	CAVITAÇÃO	93
6.1	A natureza da cavitação	93
6.2	Lei da similitude para hélices em cavitação	99
6.3	Apresentação dos dados	102
6.4	Efeitos prejudiciais da cavitação	105

6.5	Apresentação de dados	107
6.6	Efeitos prejudiciais da cavitação	109
6.7	Características para prevenção da cavitação	117
7	Considerações finais	122
	REFERÊNCIAS	124

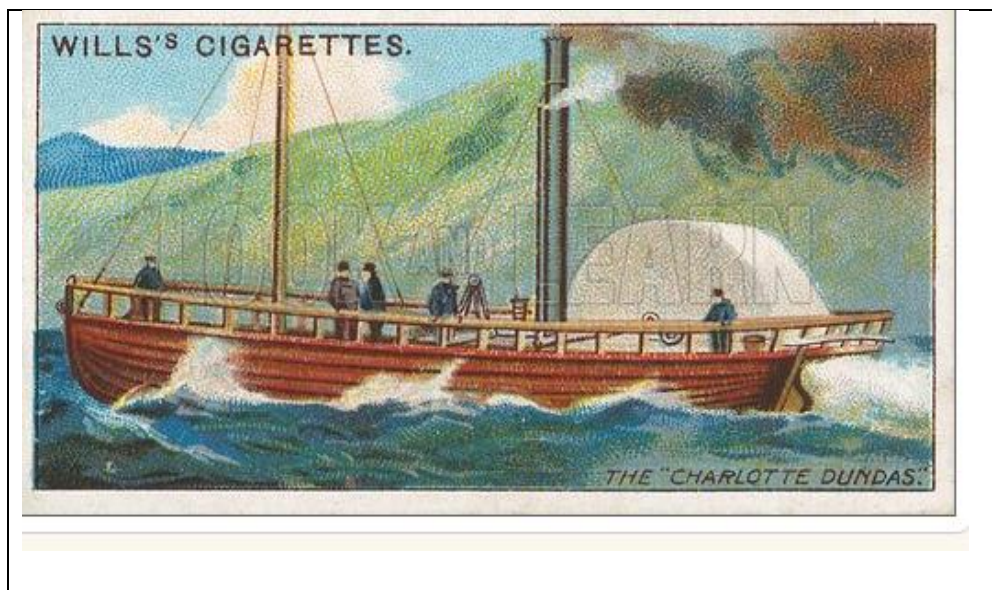
1 INTRODUÇÃO

Um navio em movimento experimenta forças de resistência geradas pela água e pelo ar, que devem ser superadas por um empuxo, fornecido por algum mecanismo gerador de empuxo. Nos primórdios, este mecanismo consistia de remos operados manualmente, dando lugar a velas e, em seguida, dispositivos mecânicos, como jatos, rodas de pás e hélices de diferentes formas (Todd, 1946).

O primeiro dispositivo de propulsão a utilizar energia mecânica parece ter sido um tipo de jato, utilizando um motor principal e uma bomba, cujas patentes foram concedidas a *Toogood e Hayes*, na Grã-Bretanha em 1661. A água é retirada pela bomba e impulsionada na direção da popa como um jato, a uma velocidade maior, produzindo empuxo com esta reação. Nas velocidades atuais dos navios, o jato é substancialmente menos eficiente do que outras formas de propulsores, e seu uso ficou restrito a tipos especiais de embarcação.

Em 1801, surgiu o primeiro navio a vapor com pás laterais, o *Charlotte Dundas*; construído pela *Symington* para o serviço no canal *Forth-Clyde*, na Escócia. Seis anos depois, veio o famoso *Clermont*, construído por *Robert Fulton* para o transporte de passageiros no rio *Hudson* em Nova Iorque.

Figura 1: Charlotte Dundas



Fonte: lookandlearn.com

O período compreendido deste momento até cerca de 1850 foi o auge das navios a vapor com pás. O primeiro deles a atravessar o Atlântico foi o americano *Savannah* em 1819

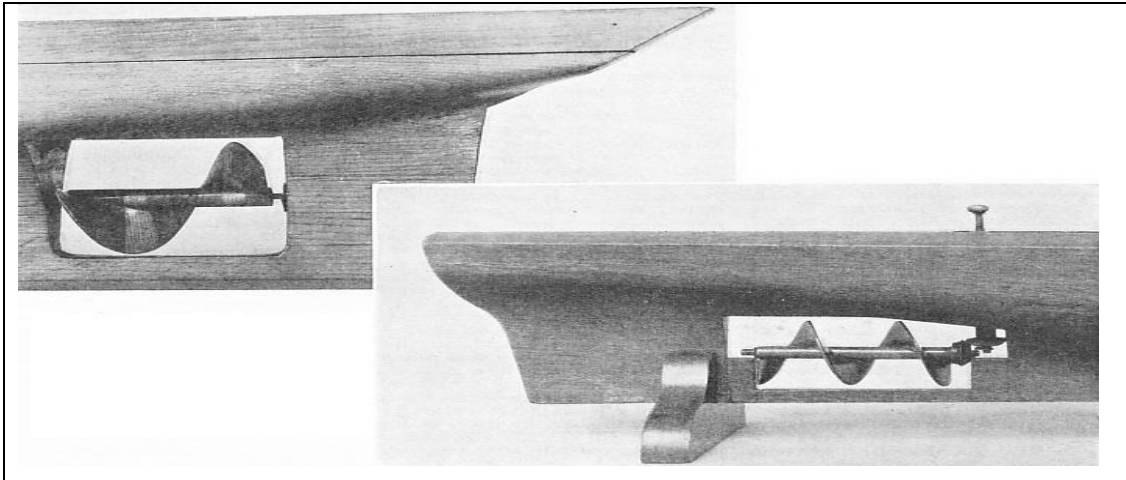
- um navio totalmente rígido equipado com um motor a vapor auxiliar – sendo seguido por uma linha de nomes conhecidos, incluindo o canadense *Royal William*, o famoso primeiro *Cunarder Britannia* em 1840, culminando com o último da linha *Cunarder* a ser impulsionado por pás, o *Scotia*, em 1861.

Estas rodas de pás laterais estavam longe de ser ideal para navios de alto mar. A imersão variava com o deslocamento do navio, as rodas saíam da água quando o navio balançava, provocando uma manutenção de rumo irregular, e do ponto de vista da engenharia, eram muito lentos, exigindo o emprego de grandes motores pesados. Devido à baixa taxa de guinada eram razoavelmente eficientes como um dispositivo de propulsão, mas suas outras deficiências operacionais asseguraram seu rápido declínio, uma vez que o hélice provou ser uma alternativa aceitável. Tiveram um vasto campo de aplicação entre os vapores para laser e rebocadores que operam em rios e outras águas protegidas. Em tais embarcações, o calado não muda muito, e as restrições de calado em águas rasas tornam proibitiva a utilização de hélices de grandes dimensões. As pás laterais também fornecem boas características de manobra, mas esta última pode ser obtida por meio de outros meios de propulsão que não sofrem os inconvenientes das rodas de pás.

As pás também foram montadas nas popas de muitos navios, como nos conhecidos barcos do rio *Mississippi*, e em outros rios americanos. Estas “rodas de popa” ainda estão em uso, principalmente em navio de transporte de passageiros.

A primeira proposta de utilizar um hélice em um eixo parece ter sido apresentada na Inglaterra por *Hooke* em 1680, e sua primeira utilização real é, geralmente, atribuída ao coronel *Stevens*, em um barco movido a vapor em Nova Iorque, em 1804. Em 1828, um navio de 18 m (60 pés) de comprimento foi impulsionado com êxito por um hélice em eixo projetado por *Ressel*, de Trieste, alcançando uma velocidade de 6 nós. Porém este sucesso não foi seguido pelos engenheiros e armadores de Trieste (*Baker*, 1944). As primeiras aplicações práticas vieram em 1836 pela *Ericsson* nos EUA e *Pettit Smith*, na Inglaterra.

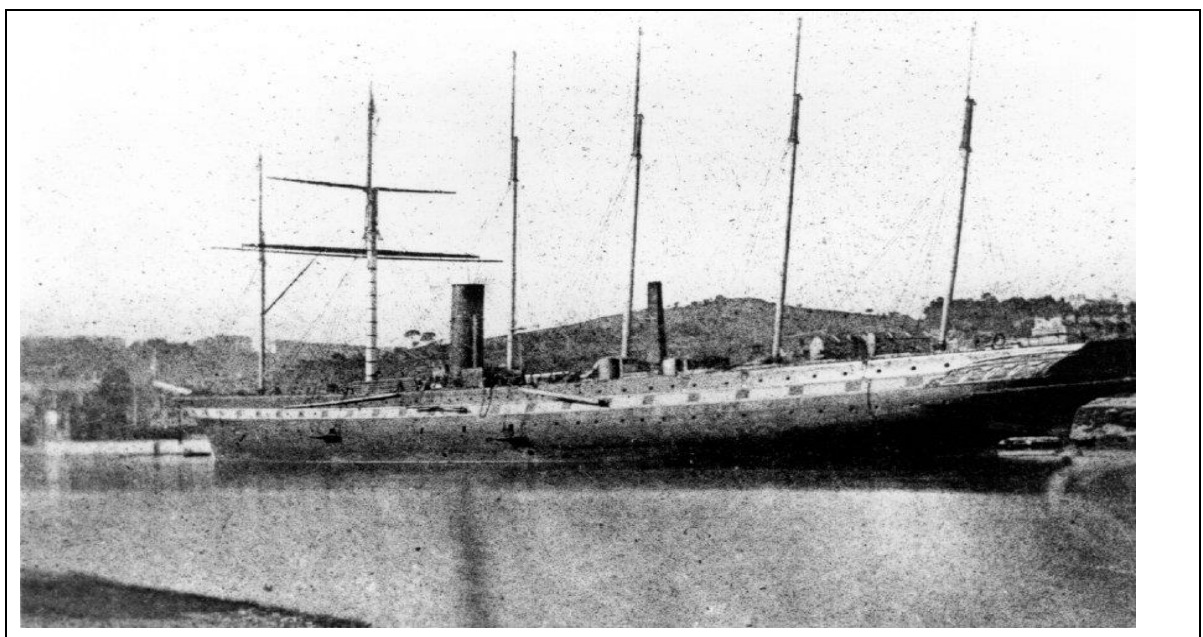
Figura 2: forma original do propulsor de helices patenteado por Sr Simit em 1836



Fonte: shippingwondersoftheworld.com

O hélice tem muitas vantagens sobre a roda de pás. Não é materialmente afetado pelas mudanças normais no calado de serviço, estando bem protegido de possíveis danos provocados pelo mar ou colisão, não aumenta a largura total do navio, podendo operar em velocidades muito maiores que as pás, mantendo uma eficiência boa, ou melhor, possibilitando o emprego de motores menores, mais leves e mais rápidos. Substituiu rapidamente as rodas de pás para todos os navios oceânicos, sendo o vapor *Great Britain* o primeiro navio movido por um eixo com hélice a fazer a travessia do Atlântico em 1845.

Figura 3: Navio Great Britain



Fonte: ikbrunel.org.uk

A partir desse momento o hélice reinou supremo no campo da propulsão marítima. Provou ser

extremamente adaptável à busca incessante por hélices para fornecimento de empuxo cada vez maiores, e sob condições cada vez mais árduas. Enquanto outros dispositivos têm sido adotados para certos tipos especiais de navios e de serviços, o hélice ainda não tem nenhum rival potencial na área de propulsão de navios.

Entre as variantes mais comuns dos hélices, o uso de um anel ou bico (*nozzle*) tem demonstrado vantagens consideráveis em hélices muito carregados, sendo o anel ou *nozzle* projetados de modo a proporcionar um empuxo para vante sobre o casco. A principal vantagem é obtida em rebocadores, onde a força de puxada a uma dada potência pode ser aumentada em até 40%, ou mais, em comparação com a obtida por um hélice aberto. Em velocidades baixas de reboque, uma vantagem considerável ainda pode ser observada, mas isso desaparece com o aumento de velocidade, e quando em navegação livre, pois o arrasto dos *nozzles* resultam em uma perda de velocidade. Em outros navios, que não os rebocadores, a vantagem pode ser estendida para velocidades mais altas, usando *nozzles* mais finos, com alguma perda de empuxo nas velocidades baixas, de modo que tais arranjos associados a formas especiais de linhas de popa foram projetados para dar boa eficiência propulsiva. Uma boa capacidade de manobra pode ser obtida em tais embarcações, quando o *nozzle* pode girar, agindo, desta forma, como um leme muito eficiente, controlando a direção da descarga do hélice.

Outro tipo de propulsor foi usado no navio USS *Alarm* já em 1874 (*Goldsworthy*, 1939). Este navio, que transportava uma arma fixa na proa, tinha que guinar para fazer a mira deste armamento. Para manter o navio estável a favor de uma corrente de maré, onde um leme seria inútil, uma roda de pás, em franjas, girando em torno de um eixo vertical, inventado por *Fowler* na Grã-Bretanha em 1870, foi instalado na popa, completamente submerso (*White*, 1882). Este dispositivo obteve sucesso como um meio de manobrar o navio, mas sua eficiência propulsiva era baixa.

Figura 4: Navio USS Alarm, 1874

Fonte: civilwartalk.com

A versão moderna deste propulsor consiste de um grande disco, embutido na parte plana inferior do painel de popa, contendo uma certa quantidade de lâminas que se projetam verticalmente, assemelhando-se com pás de leme. Como o disco gira em torno de um eixo vertical, cada uma dessas lâminas gira sobre seu próprio eixo vertical, sendo ajustadas ao fluxo de modo que o empuxo total do conjunto das lâminas é concentrado em uma única direção. A resultante “empuxo - direção” pode ser controlada pela variação do movimento das lâminas, de modo a conduzir o navio para vante, para ré ou lateralmente. O dispositivo, portanto, presta-se essencialmente às embarcações que precisam ter grande capacidade de manobra. Ele também equivale a um hélice de pás de grande diâmetro, a ser instalados em navios obrigados a operar em águas rasas, onde o hélice pode ser acionado através de engrenagens relativamente leves, e motores a diesel de alta velocidade. Embora sua eficácia não seja tão alta quanto a dos hélices de pás, e sua manutenção seja provavelmente mais cara, as vantagens anteriores resultaram em muitas aplicações em vapores para rios, rebocadores e balsas.

Como exposto anteriormente, sendo o propulsor de helices de pás muito eficientes quando corretamente dimensionados e installadas em navios, faz-se necessario uma analise criteriosa na sua geometria forma construtiva para evitamos sua interacao com o casco e o surgimento da cavitação.

2 PROPULSAO DOS NAVIOS

2.1 Tipos de máquinas de navios

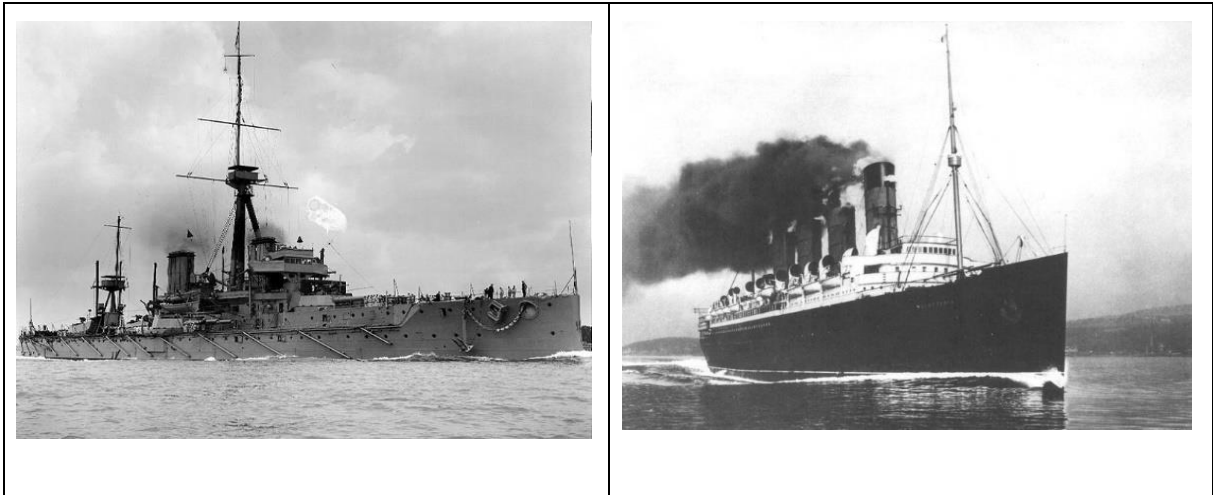
Ao escolher as máquinas propulsoras para um determinado navio, muitos fatores devem ser levados em consideração, tais como o peso, o espaço ocupado, o seu custo inicial, confiabilidade, tempo de vida, flexibilidade, funcionamento silencioso, custo de manutenção, custo do combustível consumido e por último, mas não menos importante, a sua adequação ao tipo de hélice a ser usado. Está além do escopo deste texto analisar todas as diversas unidades que foram desenvolvidas para atender a esses fatores, mas uma breve análise das suas vantagens e desvantagens será apresentada.

O motor a vapor alternativo com dois, três, ou quatro cilindros dominou o campo de propulsão de navios até cerca de 1910. Desde então, tem sido quase totalmente substituído pela turbina a vapor nas faixas de potência muito alta e intermediária, e pelo motor à diesel, nas faixas de potência intermediárias e baixas.

O motor a vapor de pistão tem controlabilidade excepcional em todas as cargas, é facilmente revertido (uma consideração importante em navios) e sua faixa de rotações por minuto (RPM) mais eficiente corresponde ao do hélice. Por outro lado, a instalação é relativamente pesada, ocupa muito espaço, e a potência de saída por cilindro é limitada. Além disso, o vapor não pode se expandir de forma eficaz para as baixas pressões obtidas nos modernos aparelhos de condensação, de modo que o consumo de combustível é bastante elevado - um valor médio para um motor de expansão tripla, utilizando vapor superaquecido é de aproximadamente 0.70 kg de óleo por kWh (1.15 lb por hph).

A primeira turbina marítima foi instalada por Sir *Charles Parsons* no *Turbinia* em 1894, um torpedeiro que atingiu uma velocidade de 34 nós. Posteriormente, as turbinas fizeram rápidos progressos e, em 1906, foram utilizadas para impulsar os navios de guerra da época, como o HMS *Dreadnought* e o famoso transatlântico *Mauretania*.

Figura 5: Navios Dreadnought e Mauretania



Fonte: lookandlearn.com

A turbina produz um esforço uniforme de giro, sendo eminentemente adequada para unidades de grande potência, e pode utilizar uma pressão de vapor de admissão muito elevada em uma ampla faixa de potência para uma descarga a pressões muito baixas. A eficiência térmica é razoavelmente alta e, conseqüentemente, o consumo de combustível de grandes turbinas é muito baixo, tais como 0.30 kg de óleo por kWh (0,49 lb por hph). Em condições de sobrecarga, uma turbina mantém o fornecimento de energia aproximadamente constante, para uma determinada posição do regulador.

Por outro lado, a turbina não é reversível, e sua velocidade de rotação econômica é muito maior do que a RPM mais eficiente dos tipos de hélice usuais. Estes problemas tornam necessária a instalação de turbinas extras para reversão, assim como de engrenagens redutoras entre as turbinas e o eixo do hélice, para reduzir a velocidade das turbinas para valores mais adequados ao hélice.

O acoplamento mecânico por engrenagens tem sido usado amplamente até os dias atuais. Permite o funcionamento do motor e do hélice em suas velocidades mais econômicas, com uma queda de energia nas engrenagens de apenas 2 a 4%. Uma turbina separada para propulsão à ré ainda é necessária, o que aumenta os custos, complexidade e a perda de potência.

A redução do RPM entre a turbina e eixo do hélice pode ser obtida por meios elétricos. A turbina de uma instalação deste tipo está diretamente ligada a um gerador, ambos operando na mesma alta velocidade para uma operação eficiente. O gerador alimenta um motor montado

diretamente sobre o eixo do hélice, operando este último na RPM mais adequada para a máxima eficiência do hélice. Esse sistema elimina qualquer acoplamento direto entre turbinas e hélices, e assim permite ao arquiteto naval maior liberdade para projetar o arranjo geral do navio, a fim de obter um melhor proveito. Em navios de dois eixos, equipados com dois conjuntos de turbo alternadores, uma economia considerável pode ser obtida quando se utiliza metade da potência, tais como quando um navio de passageiros em cruzeiro, alimenta ambos os motores propulsores a partir de uma única turbina. A unidade turboelétrica também elimina a turbina reversora, conferindo grande flexibilidade e rapidez nas manobras, e impede o disparo do hélice.

Essas vantagens são obtidas, no entanto, à custa de um alto custo inicial e perdas de transmissão um pouco maiores.

Motores de combustão interna empregados na propulsão de navios são geralmente motores alternativos que operam de acordo com o princípio diesel² (ignição por compressão), que levam o nome do homem que primeiro os desenvolveu para uso prático. São construídos em todos os tamanhos, desde aqueles instalados em pequenos barcos de recreios até os tipos muito grandes, instalados em modernos super petroleiros e navios de passageiros. Os motores destes últimos navios desenvolvem uma potência de 2.500 kW por cilindro, resultando em uma potência de saída tão alta quanto 30.000 kW nos 12 cilindros (40.200 hp). São diretamente reversíveis, ocupam um espaço relativamente pequeno, e tem um consumo muito baixo, sendo um valor médio em torno de 0.20 kg de óleo por kWh (0,328 lb por hph). Empregados em grandes unidades individuais diretamente acopladas ao hélice, ou em conjuntos de pequenas unidades de condução dos hélice através de transmissões elétricas ou engrenagens. Contrapondo-se a essas vantagens está o fato que os motores diesel são geralmente mais pesados e mais caros, tanto em termos de custo inicial, quanto na manutenção, em comparação com ins- talações de vapor de tamanho correspondente.

O torque produzido pelo motor a diesel está limitado pela pressão máxima que pode ser desenvolvida em cada cilindro. Portanto, quando o motor está produzindo um torque máximo, gera potência máxima apenas no regime máximo de rota- ção. Consequentemente, o motor a diesel pode produzir uma potência diretamente proporcional ao RPM, para qualquer posição do regulador.

Esta limitação leva ao problema de correspondência entre um motor a diesel e um hélice. A resistência aumenta com o tempo devido às incrustações e diminui o empuxo do hélice, pela mesma razão. Portanto, a carga do motor principal irá aumentar para manter a mesma velocidade. Isto exige que o projeto selecione os elementos do hélice adequados (tais como o passo) para que mais tarde, durante a vida operativa do navio, o motor não fique sobrecarregado ou que nunca opere a sua plena capacidade, consulte *Kresic et al* (1983).

Mais recentemente, as turbinas a gás têm sido desenvolvidas, nas quais o combustível é queimado em ar comprimido e os gases quentes resultantes passam pela turbina. A turbina a gás foi desenvolvida originalmente para aplicações aeronáuticas, e seu progresso depende, principalmente, do desenvolvimento de metais que possam suportar altas pressões e temperaturas. Tem a vantagem de dispensar as caldeiras, sendo mais leves e permitindo uma operação mais suave e contínua. Não é econômica em termos da quantidade de combustível queimado. Uma boa característica operacional é que pode ser rapidamente conduzida para plena carga, sem a necessidade de um período longo de aquecimento. Geralmente são necessários cerca de 15 minutos, após o aquecimento do vapor. As turbinas a gás marítimas foram instaladas em um pequeno número de navios mercantes. Mas já são frequentemente empregadas em navios de guerra, por vezes associada a um motor diesel, turbinas a vapor ou turbinas a gás menores. Estas últimas são usadas para fins de cruzeiro, sendo que as turbinas a gás estão disponíveis rapidamente, quando há uma necessidade de potência máxima, ambas as plantas podem ser conectadas a um eixo propulsor em comum, por meio de embreagens e engrenagens. A principal aplicação marítima tem sido, até agora, para pequenos e grandes destróieres e fragatas e pequenos barcos de alta velocidade, tais como embarcações de patrulha e aerobarcos.

Os reatores nucleares foram instalados em vários navios de guerra e, em alguns navios mercantes e quebra-gelos. Eles substituem as caldeiras, sendo utilizados, através de um trocador de calor, para gerar vapor, que depois é passado por uma turbina normalmente. Eliminam a maior parte do peso e volume do óleo combustível. O reator pode operar a plena carga indefinidamente durante a vida útil da carga de combustível nuclear, que permite ao navio manter uma alta velocidade no mar, sem a necessidade de transportar e carregar uma grande quantidade de combustível. A economia de peso, entretanto, não pode em princípio ser dedicado a aumentar o ganho da capacidade de peso morto, uma vez que o peso e a blindagem do reator é igual, ou superior, ao das caldeiras e do combustível, em um navio normal.

2.2 Definição de potência

Os vários tipos de motores marítimos não são todos classificados na mesma base, uma vez que é inconveniente, ou impossível, a medida de sua potência de saída, exatamente da mesma maneira. Os motores alternativos a vapor são, geralmente, classificados em termos de **potência indicada** (P_I), motores de combustão interna, em termos de potência indicada ou de **potência de parada** (*brake power*) (P_B) e turbinas, como **potência do eixo** (P_S). O termo *horsepower* (hp) ainda é, algumas vezes, utilizado, onde $1 \text{ hp} = 0.7457 \text{ kW}$. Em unidades inglesas $1 \text{ hp} = 550 \text{ ft-lb por segundo}$.

A **Potência Indicada** é medida nos cilindros por meio de um instrumento (um indicador) que registra continuamente a pressão do vapor ou do gás em todo o comprimento do curso do pistão. A partir do resultado do cartão indicador, a pressão média efetiva é medida, e P_I é calculada para as extremidades superior e inferior separadamente, em kW:

$$P_I = p_M L A n$$

onde

- p_M é a pressão média efetiva, kN/m^2
- L é o comprimento do curso do pistão, m
- A é a área efetiva do pistão, m^2
- n é o número de cursos de trabalho por segundo

A potência indicada total P_I do motor é encontrada adicionando os valores calculados separadamente para todos os cilindros.

A **Potência de Parada** (P_B) é a potência medida no acoplamento do eixo de manivelas, através de um freio mecânico, hidráulico ou elétrico. É determinada por um teste de fábrica, e é calculada pela fórmula, em kW

$$P_B = 2\pi Q n$$

Onde

- Q é o torque de parade, kN-m
- n são as rotações por Segundo

A **Potência do Eixo** é a potência transmitida através do eixo ao hélice. Geralmente é medida a bordo do navio, o mais próximo possível do hélice, por meio de um torquímetro. Esse instrumento mede o ângulo de torção entre duas seções do eixo, que é diretamente proporcional ao torque transmitido. Para um eixo sólido circular a potência no eixo é dada por, em kW

$$P_S = \frac{\pi(d_S)^4 G \theta n}{32 L_S}$$

Onde

- d_S = diâmetro do eixo, m
- G = módulo do cisalhamento da elasticidade do material do eixo, kN/m^2
- θ = ângulo de tração medido, graus
- L_S = comprimento do eixo sobre o qual é medido, m
- n = rotações por segundo

O módulo de cisalhamento G para eixos de aço é, geralmente, igual a 10^7 kN/m².

Para obter resultados exatos, particularmente em eixos raiados, é habitual para calibrar o eixo configurar o comprimento do eixo no qual o torquímetro será utilizado, sujeitando-o a torques conhecidos, e medindo os ângulos de torção, determinando uma constante de calibragem $k = QL_S/\theta P_S$. A potência no eixo pode ser calculada diretamente a partir de qualquer ângulo de torção observado e rotações por segundo, por

$$P_S = K \times \frac{\theta}{L_S} \times 2\pi n$$

Há alguma perda de potência no mancal do tubo do eixo do hélice, e em qualquer mancal do túnel do eixo, entre o tubo de popa e o ponto de instalação do torquímetro. A potência efetivamente fornecida ao hélice é, portanto, um pouco menor daquela medida pelo torquímetro. A **Potência Fornecida (Delivered Power)** é simbolizada por P_D .

À medida que o hélice avança através da água, a uma velocidade de avanço V_A , ele fornece um empuxo T , sendo a

Potência de Empuxo (P_T) dada por

$$P_T = T \cdot V_A$$

Finalmente, a **Potência Efetiva** (P_E) será:

$$P_E = R \cdot V$$

2.3 Eficiência Propulsiva

A eficiência de uma operação de engenharia é, geralmente, definida como a relação entre o trabalho útil ou potência obtida pelo trabalho / potência despendida na realização da operação.

No caso de um navio, a potência útil obtida é utilizada para a superar a resistência ao movimento, a uma certa velocidade, que é representada pela Potência Efetiva (P_E).

A potência recebida para atingir este resultado não é tão facilmente definida. Em navios com motores alternados, pode ser medida pela potência desenvolvida nos cilindros, como dado pela Potência Indicada, P_I . A eficiência propulsiva geral, neste caso, seria expressa pela razão P_E/P_I .

No caso das turbinas é comum medir a potência em termos de potência do eixo fornecida às seções do eixo à ré das engrenagens, sendo a eficiência propulsiva geral dada pela relação P_E/P_S .

Uma vez que a eficiência mecânica, as perdas nas engrenagens e transmissões do eixo variam de navio para navio, em função do tipo de instalações de máquinas e arranjo geral, e até mesmo em um determinado navio, dependendo da carga para a qual a máquina está operando em um determinado momento, torna-se difícil definir a eficiência hidrodinâmica da combinação casco–hélice, em termos de eficiência propulsiva como um conjunto.

Uma medida muito mais significativa da eficiência propulsiva é a relação entre a

potência útil obtida, P_E , e a potência efetivamente entregue ao hélice, P_D . Esta relação tem sido denominada ***Coefficiente Quasi-Propulsivo***, e é definido como (1)

$$\eta_D = \frac{P_E}{P_D}$$

A potência do eixo é considerada como a potência fornecida ao eixo pelos motores principais a ré do bloco de engrenagens e de empuxo, de modo que a diferença entre P_S e P_D representa a perda de potência devida ao atrito nos rolamentos e no tubo do eixo. A relação P_D/P_S é chamada de ***Eficiência de Transmissão do Eixo***.

Neste texto, a eficiência propulsiva é definida como segue: Eficiência Propulsiva = Coeficiente Quasi-Propulsivo X Eficiência de Transmissão do Eixo

ou

$$P_E/P_S = P_E/P_D \times P_D/P_S$$

ou (2)

$$\eta_P = \eta_D \times \eta_S$$

A perda de transmissão do eixo é geralmente considerada como cerca de 2% para as embarcações com máquinas localizadas à ré, e de 3%, para aqueles com máquinas localizada à meia-nau, entretanto não há nenhuma informação muito exata sobre este ponto. Deve ser lembrado também que, ao usar a potência medida pelo torquímetro, a resposta vai depender da posição onde está sendo realizada a medida, ao longo do eixo. Para se obter o valor mais exato da potência entregue ao hélice, a medida deve ser realizada o mais próximo possível do tubo do eixo à ré, conforme as circunstâncias o permitam. Normalmente, assume-se que $n = 1$.

A Potência de Parada necessária ou a Potência Indicada em turbinas, motores alternados à diesel ou vapor, conforme o caso, pode ser estimada em um projeto especial a partir dos valores adequados de eficiência das engrenagens, eficiência mecânica e fatores de carga. Estes valores podem ser encontrados em livros, manuais e artigos sobre engenharia naval.

3 TEORIA DA AÇÃO DO PROPULSOR

3.1 Princípio da quantidade de movimento (momentum)

Os hélices geram seu empuxo propulsivo, acelerando o fluido em que trabalham. Esta ação está em conformidade com as leis do movimento de Newton, que afirmam que uma força é necessária para alterar o estado atual de movimento de qualquer corpo material, em magnitude ou direção, e que a ação de quaisquer um dos corpos sobre o outro tem uma resposta de mesma intensidade na direção oposta.

A primeira lei de Newton é expressa pela equação (3)

$$F = m \frac{dv}{dt}$$

Onde

F = Força exercida sobre o corpo

m = massa do corpo

$\frac{dv}{dt}$ = aceleração resultante do corpo

Integrando no tempo entre 0 e t segundos, nós temos (4)

$$\int_0^t F dt = mv_2 - mv_1$$

onde v_1 e v_2 são as velocidades no início (0) e no fim (t) do intervalo de tempo.

A expressão

$$\int_0^t F dt$$

é chamada de impulso da força no intervalo de tempo de 0 a t , e o produto da massa pela velocidade é chamada de Quantidade de Movimento (*Momentum*). A equação afirma que o impulso da força em um determinado intervalo de tempo é igual a toda a mudança da Quantidade de Movimento produzida pela força durante este intervalo. No caso especial quando o F é constante durante o intervalo de tempo, a Equação (4) se reduz a

$$Ft = mv_2 - mv_1$$

Além disso, quando o intervalo de tempo é de 1 segundo,

$$F = mv_2 - mv_1$$

Assim, no caso de uma força constante, a mudança da quantidade de movimento na unidade de tempo é igual à força que o produziu.

Quantidade de movimento e impulso são grandezas vetoriais, e para determinar a direção e a magnitude da velocidade final, quando a direção e a magnitude da força e da velocidade inicial são dadas, devem ser aplicadas as regras de composição vetorial.

3.2 Discussão geral sobre a teoria do hélices

A explicação física da ação do hélice pode ser expressa em termos bastante simples, como mostrado na seção anterior, mas a análise matemática precisa apresenta consideráveis dificuldades. Assim sendo, não foi desenvolvida, até os tempos atuais, uma teoria satisfatória do hélice, que possa explicar todos os fatos observados e ser útil para cálculos práticos.

As primeiras teorias do hélice, seguiram duas linhas de pensamento independentes. Na primeira, a **Teoria da Quantidade de Movimento**, a produção de empuxo foi explicada totalmente pelas mudanças de quantidade de movimento que ocorrem no fluido. Na segunda, as **Teorias dos Elementos da Pá**, o empuxo propulsor foi obtido pela análise das forças que atuam sobre as várias seções das pás e, integrando-as, em seguida, ao longo do raio do hélice.

As teorias da quantidade de movimento foram baseadas em princípios fundamentais corretos, mas não deu nenhuma indicação sobre a forma dos hélices que produzem o empuxo calculado. O hélice foi idealizado como um “disco atuador”, ou alguma concepção semelhante, que poderia causar um aumento instantâneo da pressão do líquido que passa através dele. Chegou-se, no entanto, a uma importante conclusão de que a eficiência de um hélice ideal tem um limite superior, que varia de acordo com a carga. As teorias dos elemento da pá, por outro lado, foram capazes de predizer os efeitos das várias mudanças na forma do hélice, mas levou ao resultado incorreto de que a eficiência de um hélice ideal era igual a unidade.

A diferença entre os dois grupos de teorias não foi dissipada até que a teoria da circulação, desenvolvida por *Lanchester* em uma pesquisa aerodinâmica, foi aplicada para o

problema do hélice por *Betz* e *Prandtl*. Esta teoria mostrou a relação entre as mudanças da quantidade de movimento no meio e as forças que atuam sobre os elementos da pá, e seu posterior desenvolvimento conduziu finalmente a um ponto onde a teoria não só apresenta resultados coerentes com dados experimentais, mas também é flexível o suficiente para o trabalho prático em projetos.

3.3 Teoria da quantidade de movimento do hélice em ação

As teorias da quantidade de movimento foram, inicialmente, atribuídas a *Rankine* (1865), *Greenhill* (1888) e *Froude, R.E.* (1889). Na concepção ideal do hélice, é considerado como um “disco”, ou mecanismo capaz de imprimir um aumento súbito da pressão do fluido que passa por ele, ignorando-se o método pelo qual isto ocorre.

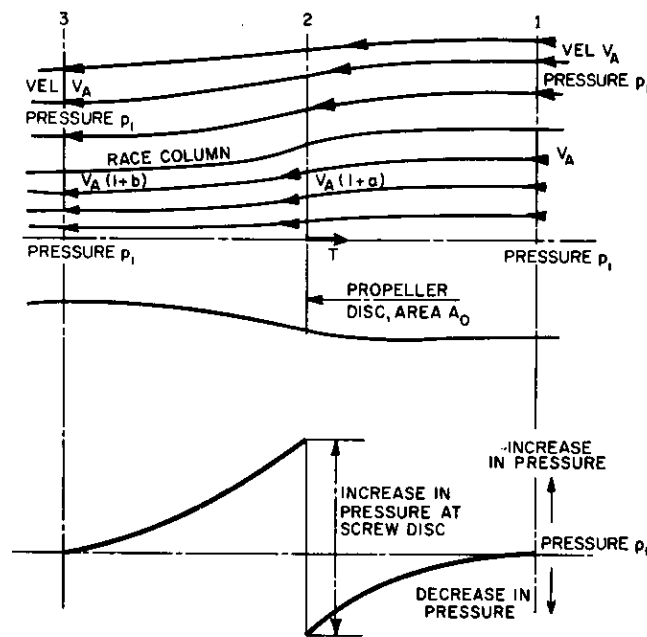
Supõe-se que:

- a) O hélice imprime uma aceleração uniforme para todo o fluido que passa por ele, de modo que o impulso gerado desta forma é uniformemente distribuído ao longo do disco;
- b) O fluxo não possui atrito; e
- c) O fluxo de entrada de água no hélice é ilimitado.

A primeira hipótese envolve uma contração da coluna de descarga que passa pelo disco, e uma vez que essa contração não pode ocorrer repentinamente no disco, a aceleração real deve ocorrer do lado de fora do disco e ser espalhada sobre a distância finita para frente e para trás.

Considere um disco propulsor de área A_0 avançando com velocidade uniforme V_A em um fluido não perturbado. As forças hidrodinâmicas não serão alteradas se substituirmos este sistema por um disco estacionário em um fluxo uniforme de mesma velocidade V_A , como mostrado na Figura 6.

Figura 6: mudanças na pressão e velocidade no disco propulsor, teoria do momentum



Fonte: Principles of Naval Architecture, second revision, volume II – Resistance, Propulsion and Vibration

Na seção 1, a uma distância, muito anterior ao disco, a velocidade do fluxo é V_A e a pressão no

fluido é p_1 . bem atrás do eixo, na seção 3, a coluna de descarga, ou seja, o líquido que passou através do eixo do disco, e foi sensibilizado pela pressão ou mecanismo de produção de impulso lá existente, terá uma maior velocidade para ré, que podemos escrever como $V_A(1 + b)$. O fluido deve adquirir parte deste incremento de velocidade antes de atingir o disco e a velocidade, através dele, na seção 2, será maior do que V_A , e podemos escrevê-la como $V_A(1 + a)$, onde a é denominado fator axial de fluxo incidente (*axial-inflow factor*).

A pressão na coluna de descarga, que é igual a p_1 , bem à frente do disco, também será reduzida à medida que o fluido se aproxima do disco, já que pela lei de Bernoulli, um aumento na velocidade é acompanhado por uma diminuição na pressão. No disco, a pressão aumenta repentinamente por algum mecanismo indeterminado para um valor maior do que p_1 , e depois diminui novamente com a aceleração na descarga. Se a seção 3 estiver tão à ré do disco que a contração da descarga possa ser considerada como encerrada, e se não há rotação na descarga, a pressão na seção 3 será p_1 , igual àquela do fluido fora da descarga.

A quantidade de água que atravessa o disco na unidade de tempo será

$$Q = V_A(1 + a)A_0$$

Negligenciando qualquer efeito de rotação que possa ser transmitido para o fluido, a variação da quantidade de movimento na unidade de tempo é

$$\rho \cdot Q[V_A(1 + b) - V_A]$$

e isso deve ser igual ao empuxo T no disco. Assim (5)

$$T = \rho Q V_A b = \rho A_0 (V_A)^2 (1 + a) b$$

O trabalho total realizado por unidade de tempo (ou a potência despendida) é igual ao aumento da energia cinética do fluido, já que estamos negligenciando o atrito, e se não houver uma rotação da descarga, o aumento da energia cinética por unidade de tempo é dada por

$$\begin{aligned} & \frac{1}{2} \rho Q [(V_A)^2 (1 + b)^2 - (V_A)^2] \\ &= \frac{1}{2} \rho Q ((V_A)^2 b^2 + 2bV_A^2) \\ & \rho Q (V_A)^2 b (1 + b/2) \\ &= TV_A (1 + b/2) \end{aligned}$$

Este aumento da energia cinética foi gerado pelo trabalho do empuxo realizado sobre a água, igual a $TV_A(1 + a)$ na unidade de tempo.

Assim, temos

$$TV_A(1 + a) = TV_A(1 + b/2)$$

Ou

$$a = b/2$$

Ou seja, metade do aumento na velocidade à ré é adquirido pelo fluido antes de chegar ao disco.

O trabalho útil obtido a partir do eixo, ou seja, o trabalho realizado sobre o disco, é a TV_A , logo a potência perdida no eixo é

$$TV_A(1 + a) - TV_A = TV_A a = TV_A \cdot b/2$$

A eficiência η_i ideal será (6)

$$\eta_I = \frac{\text{trabalho útil obtido}}{\text{trabalho despendido}} = TV_A / TV_A(1 + a) = 1 / (1 + a)$$

Para muitos propósitos, é conveniente para expressar o aumento de velocidade bV_A ou, como também podemos chamá-lo, a velocidade de deslizamento, como uma fração da velocidade através do fluido, V_A . Denotando a razão de deslizamento por s , temos

$$s = bV_A / V_A = b = 2a$$

Assim

$$\eta_I = \frac{1}{1 + s/2} = \frac{2}{2 + s}$$

Também, a partir da Equação (5) e fazendo $a = b/2$, encontramos

$$T = \rho A_0 (V_A)^2 (1 + b/2)b = \rho A_0 (V_A)^2 (1 + s/2)s$$

Se o Coeficiente de Empuxo de carga é definido como (8)

$$C_T = \frac{T}{\frac{1}{2} \rho A_0 (V_A)^2}$$

Então (9)

$$C_T / 2 = (1 + s/2)s$$

Eliminando s de (7) e (9), encontramos (10)

$$\eta_I = \frac{2}{1 + (C_T + 1)^{1/2}}$$

Esta equação é de grande importância prática, pois envolve um critério simples para a comparação de eficiência entre diferentes hélices. Isso mostra que um hélice trabalhando com

um alto coeficiente de carga C_T é menos eficiente do que outro hélice trabalhando com um coeficiente mais baixo:

C_T	0	1	2	3	4
n_I	1.00	0.827	0.732	0.667	0.618

Daí resulta que o hélice com a maior área do disco é em geral mais eficiente, com outras coisas sendo iguais.

Quando a velocidade de avanço é zero, a eficiência também é zero, mas o hélice ainda oferece impulso e absorve potência. A relação entre impulso e potência, a uma velocidade de avanço nula, pode ser obtida para um hélice ideal.

A potência P será dada por

$$P = \frac{\text{trabalho útil obtido}}{\text{eficiência ideal}} = \frac{TV_A}{\eta_I} = TV_A \times \frac{1 + (C_T + 1)^{1/2}}{2}$$

[a partir da Equação (10)]

Quando V_A é muito pequena C_T será muito grande, em comparação com a unidade, e podemos escrever, aproximadamente

$$P = TV_A \times \frac{C_T^{1/2}}{2}$$

Fazendo

$$C_T = \frac{T}{\frac{1}{2}\rho A_0 (V_A)^2}$$

Isto se reduz a

$$\frac{T}{P} \cdot \left(\frac{T}{A_0 \rho}\right)^{1/2} = \sqrt{2}$$

O valor de $\sqrt{2}$ aplica-se a um hélice ideal, mas para um hélice real, será muito menor.

O valor pode ser facilmente determinado por meio de um ensaio em dique, e serve como uma medida conveniente da capacidade relativa de empuxo de diferentes hélices em velocidade zero.

3.4 Teoria da quantidade de movimento, incluindo movimento angular

Na teoria da quantidade de movimento, desenvolvida na seção anterior, foi admitido que o disco atuador seria capaz de acelerar o fluido apenas na direção axial. Se, agora, assumirmos um propulsor de disco capaz de acelerar o fluido tanto na direção axial, quanto rotacional, teremos a forma idealizada do hélice.

Para o movimento angular, existe uma teoria da quantidade de movimento semelhante à do movimento linear. Se Q é o torque ou momento de uma força que age sobre um corpo em torno de um eixo de rotação O , I_P a massa do momento polar de inércia do corpo em relação a O , e $d\omega/dt$ a aceleração angular resultante do corpo, então a equação equivalente a (3),

$$Q = I_P \frac{d\omega}{dt}$$

Ou

$$Qdt = I_P d\omega$$

Qdt é o impulso angular e $I_P d\omega$ é a mudança na quantidade de movimento angular. Logo a equação nos mostra que o impulso angular é igual à variação da quantidade de movimento angular.

Se considerarmos agora um intervalo de tempo de 1 segundo, durante o qual o torque permanece constante, a equação pode ser integrada para dar (11)

$$Q = I_P(\omega_2 - \omega_1)$$

onde ω_1 e ω_2 são as velocidades angulares inicial e final.

Para desenvolver uma expressão para a eficiência de um hélice ideal em um eixo com rotação de descarga, vamos supor que o fluido tem uma velocidade translacional V_A muito à frente do hélice, e nenhuma velocidade de rotação, ou seja, $\omega_1 = 0$.

O disco tem uma velocidade de rotação ω , e ao atravessar o disco, o fluido vai adquirir uma velocidade angular na mesma direção do disco. Bem à ré do eixo, a descarga terá uma velocidade translacional $V_A(1 + b)$, como na teoria anterior, e uma velocidade rotacional ω_2 , que pode ser escrita, por analogia, na forma

$$\omega_2 = \omega(1 - b')$$

Parte desta velocidade rotacional será adquirida pelo fluido antes de entrar no disco do eixo, assim como no caso da aceleração à ré na teoria não rotacional, e podemos definir um fator de influxo rotacional, similar ao “fator de influxo axial” Como consequência, a velocidade angular do disco em relação à água será reduzida de ω para $\omega(1 - a')$.

A energia cinética total da descarga será aumentada pela energia de rotação, de modo que o efeito será o de reduzir a eficiência ideal.

Ambas as componentes de velocidade impostas ao fluido são consideradas uniformemente distribuídas ao longo do disco. Dividindo-se este último em elementos anelares concêntricos de largura d_r e área dA_0 , e assumindo que cada elemento opera independentemente de todas os demais, o impulso dT desenvolvido por cada elemento é dado, por analogia com a equação (5),

$$dT = \rho dA_0 (V_A)^2 (1 + a)b = \rho dA_0 V_A^2 (1 + b/2)b$$

O torque dQ absorvido por este elemento é, de acordo com a Equação (11),

$$dQ = dI_p (\omega_2 - 0) = dMr^2 \omega_2$$

Onde

dM = massa do fluido passando através da área dA_0 na unidade de tempo = $\rho dA_0 (V_A)^2 (1 + a)$

dI_p = momento de inércia de dM

e

r = raio de elemento anelar

Assim

$$dQ = \rho dA_0 V_A (1 + a) r^2 \omega_2$$

O trabalho executado pelo elemento é dTV_A . A potência absorvida pelo elemento é $dQ\omega$, que deve ser igual à soma do trabalho útil e das perdas de energia. A perda de energia cinética na translação

$$= \frac{1}{2} dM(bV_A)^2 = \frac{1}{2} dTbV_A$$

Onde

$$dM = bV_A = \text{alteração da quantidade de movimento no fluido} = dT$$

A perda de energia cinética na rotação é

$$= \frac{1}{2} dI_P(\omega_2)^2 = \frac{1}{2} dQ\omega_2$$

A equação de balanço de energia nos dá que

$$dQ\omega = dTV_A + \frac{1}{2} dTbV_A + \frac{1}{2} dQ\omega_2$$

Ou

$$dTV_A(1 + b/2) = dQ(\omega - \omega_2/2)$$

Isto nos mostra que metade da velocidade angular é adquirida pelo fluido antes de entrar no disco, e pela definição $\omega_2/2 = a'\omega$, de modo que

$$dTV_A(1 + a) = dQ\omega(1 - a')$$

Lembrando que $a = b/2$.

A eficiência do elemento é (12)

$$\eta_I = \frac{\text{trabalho útil realizado}}{\text{potência absorvida}} = \frac{dTV_A}{dQ\omega} = \frac{(1 - a')}{(1 + a)}$$

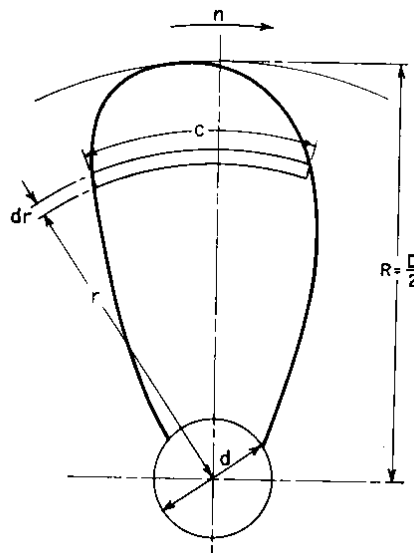
A eficiência ideal para um disco atuador simples na Equação (6),

$$\eta_I = 1/(1 + a)$$

O fator $(1 - a')$ é sempre inferior à unidade. Pode ser provado que a Equação (12) não é apenas a eficiência ideal do elemento da pá, mas também a expressão para a eficiência ideal de um hélice de eixo com o mínimo de perdas de energia cinética (*Bienen et al, 1924*). Daí se conclui que a eficiência de um hélice ideal de eixo é menor que o de um hélice de disco atuador pela fração $(1 - a')$ ou

$$(\omega - \omega_2/2)/\omega$$

Figura 7: Definição de pá do hélice



Fonte: Principles of Naval Architecture, second revision, volume II – Resistance, Propulsion and Vibration

3.5 Teoria do elemento de pá do hélice de passo fixo

Nas teorias da quantidade de movimento das seções anteriores, o propulsor foi considerado como um mecanismo para aumentar a quantidade de movimento da descarga, sem se preocupar como isto ocorre.

Na teoria do Elemento de Pá, o hélice é considerado como sendo composto por um conjunto de lâminas distintas, que por sua vez, podem ser divididas em sucessivas faixas que cruzam as lâminas (pás) do bordo de ataque (*leading edge*) ao bordo de fuga (*trailing edge*),

Figura 7.

As forças que atuam em cada faixa são avaliadas a partir do conhecimento da velocidade relativa da faixa na água e das características da forma da seção. As forças elementares são então decompostas em elementos de impulso para a vante (dT) e torque no plano de rotação do hélice (dQ). Plotando-se a curva de dT e dQ ao longo da pá, desde a bossa até a ponta, Figura 8, tem-se as curvas de pressão e carga de torque, cuja integração resultará no impulso T e torque Q totais em todo o hélice. A eficiência é então dada por (13)

$$\eta_0 = \frac{TV_A}{2\pi nQ}$$

A força em uma seção de pá, posicionada em um determinado ângulo em relação ao fluxo incidente, pode ser decomposta em duas componentes, L (sustentação) e D (arrasto), respectivamente, normal e alinhada à linha do fluxo incidente, Figura 9.

O ângulo entre a face da seção e o fluxo incidente é o ângulo de incidência α . As forças são normalmente expressas na forma de coeficientes adimensionais:

Coeficiente de Sustentação,

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho AV^2}$$

Coeficiente de Arrasto,

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho AV^2}$$

Onde

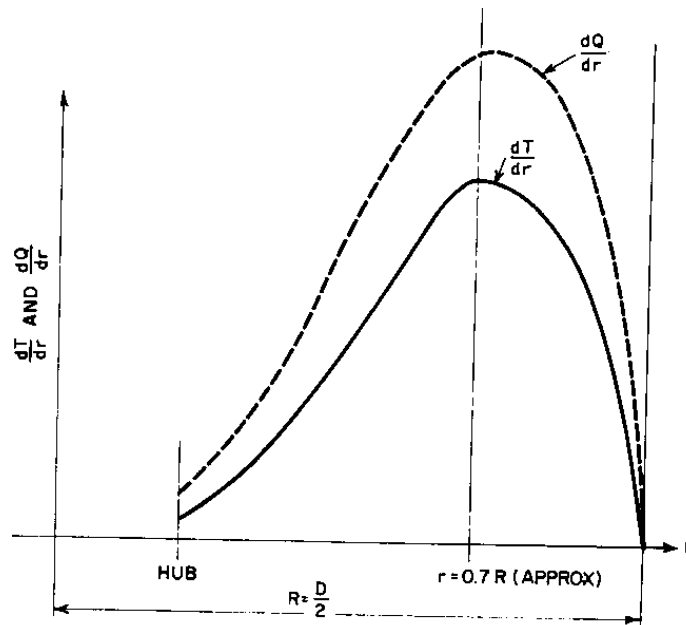
- ρ é a massa específica do fluido
- A é a área da forma plana da seção = (corda x span) para formas retangulares.
- V é a velocidade do fluxo incidente

A eficiência da seção como um dispositivo de sustentação é medida pela razão (veja figura 4)

$$\frac{Lift}{Drag} = \frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} = 1/\tan \gamma$$

Os dados básicos de sustentação e arrasto são geralmente obtidos a partir de testes com aerofólios de seção transversal constante, em túneis de vento. Estas lâminas são dispostas na seção de teste do túnel de vento de modo a envolver toda a seção. Desta forma, as medidas de sustentação e arrasto, em vários ângulos de ataque, são representativas do chamado caso bidimensional correspondente a uma lâmina de extensão infinita, para os quais a distribuição da força de sustentação e arrasto ao longo da envergadura é uniforme

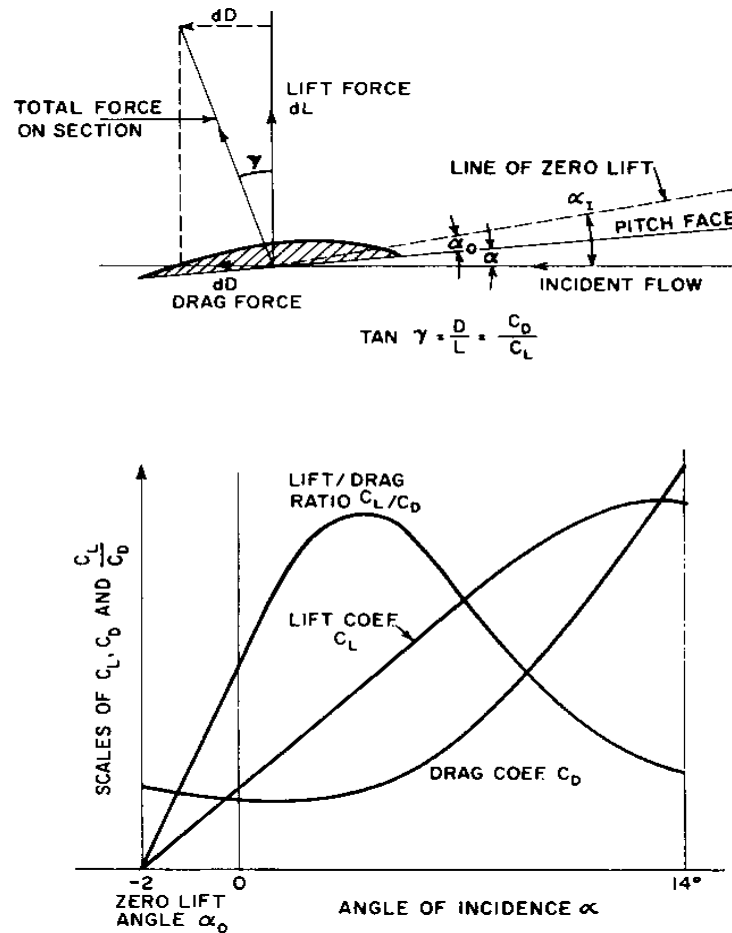
Figura 8: Curvas de carga da pá



Fonte: Principles of Naval Architecture, second revision, volume II – Resistance, Propulsion and Vibration

Um formato de aerofólio comum, usado atualmente, é o NACA 66 (modificado) distribuição de espessura, sobreposto à NACA, $a = 0.8$, linha média. Esta modificação das seções NACA 66 foi publicada pela *Brockett* (1966). A Figura 10 mostra o significado dos símbolos usados na Tabela 1.

Figura 9: Forças na pá do hélice



Fonte: Principles of Naval Architecture, second revision, volume II – Resistance, Propulsion and Vibration

Quando os resultados de testes em tais seções são plotados, destacam-se as seguintes observações, Figura 9:

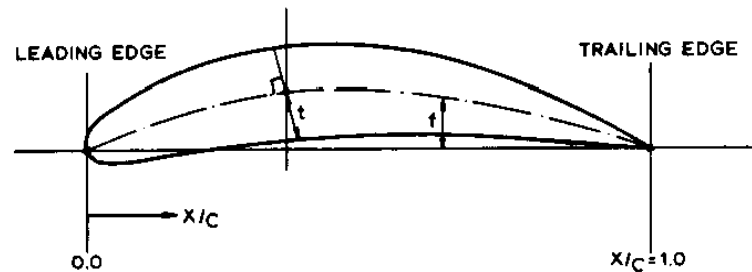
- a) O coeficiente de sustentação C_L para pequenos ângulos de incidência é uma função linear do ângulo de incidência α .
- b) A partir de um valor maior de α , o coeficiente de sustentação deixa de aumentar linearmente com α .
- c) A sustentação Zero não ocorre com ângulo de incidência Zero, mas com um pequeno ângulo negativo, chamado de ângulo de sustentação zero, α_0 , igual a -2° na Figura 9. Podemos, assim, traçar uma linha de sustentação zero da cauda passando sobre a face de passo em um ângulo α_0 tal que, quando o fluxo incidente está sobre essa linha, não haverá força de sustentação exercida sobre a seção normal ao escoamento. Quando o ângulo de incidência para

a face de passo é a, o ângulo de incidência hidrodinâmico α_1 é dado por $\alpha_1 = \alpha_0 + \alpha$.

d) O coeficiente de arrasto permanece pequeno e mais ou menos constante para pequenos ângulos de incidência, mas quando o coeficiente de sustentação começa a cair, o coeficiente de arrasto aumenta rapidamente.

e) razão *sustentação/arrasto* é máxima em um pequeno ângulo de incidência, e para as seções trabalharem eficientemente, o ângulo de incidência deve ser pequeno.

Figura 10: Símbolos definindo o formato do aerofólio



Fonte: Principles of Naval Architecture, second revision, volume II – Resistance, Propulsion and Vibration

A relação entre a envergadura e a corda é chamada de razão de aspecto (AR). Se esta razão fosse infinita, o fluxo que passa através de uma seção seria bidimensional, e a distribuição de sustentação ao longo da envergadura seria uniforme. Com uma extensão finita, uma certa quantidade de fluxo “derrama” nas extremidades, e a sustentação cai a zero nesses pontos. Os resultados podem ser corrigidos para diferentes razões de aspectos, sendo dadas normalmente para um AR de 6 ou infinito.

Tabela 1 Ordenadas para a espessura do modelo NACA66

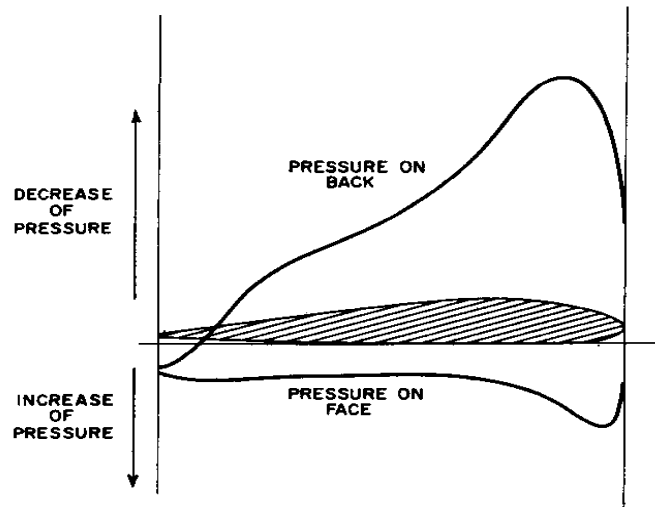
**Table 1—Ordinates for NACA 66 (Mod) Thickness
Distribution and NACA $\alpha = 0.8$ Camber Distribution**

Station, x/c percent	Thickness Ordinate, t/t_{max}	Camber Ordinate, f/f_{max}
0	0	0
0.5	0.0665	0.0423
0.75	0.0812	0.0595
1.25	0.1044	0.0907
2.5	0.1466	0.1586
5.0	0.2066	0.2712
7.5	0.2525	0.3657
10.0	0.2907	0.4482
15.0	0.3521	0.5869
20.0	0.4000	0.6993
25.0	0.4363	0.7905
30.0	0.4637	0.8635
35.0	0.4832	0.9202
40.0	0.4952	0.9615
45.0	0.5	0.9881
50.0	0.4962	1.0
55.0	0.4846	0.9971
60.0	0.4653	0.9786
65.0	0.4383	0.9434
70.0	0.4035	0.8892
75.0	0.3612	0.8121
80.0	0.3110	0.7027
85.0	0.2532	0.5425
90.0	0.1877	0.3588
95.0	0.1143	0.1713
97.5	0.0748	0.0823
100.0	0.0333	0

Fonte: Principles of Naval Architecture, second revision, volume II – Resistance, Propulsion and Vibration

Uma outra característica do comportamento da seção de importância no trabalho de um hélice é a distribuição de pressão em torno de uma seção. Um exemplo de um aerofólio é mostrado na Figura. 11. Na face da seção, a pressão aumenta acima da pressão do fluxo livre, sendo maior bem perto do nariz. Na parte de trás, a pressão é menor e tem um pico marcante a uma curta distância do nariz. A força de sustentação gerada é o resultado das diferenças de pressão entre as duas faces, e para o tipo de distribuição de pressão mostrado na Figura. 11, está claro que elas se reforçam mutuamente, e que a diminuição de pressão na face de trás contribui mais para a sustentação do que o aumento de pressão na face da frente.

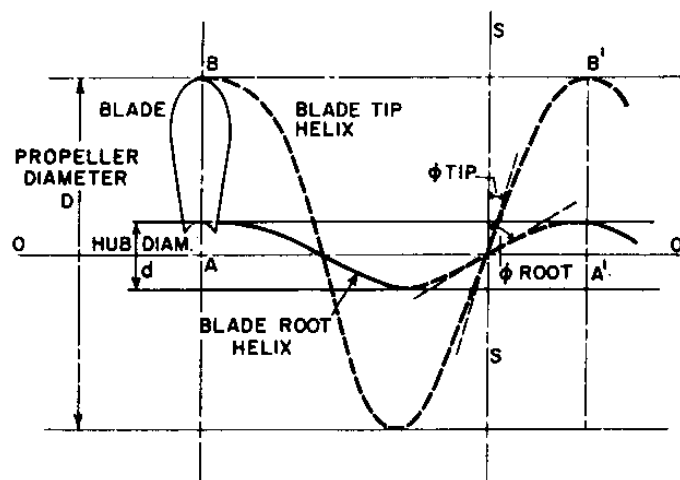
Figura 11: Distribuição de pressão na seção da pá



Fonte: Principles of Naval Architecture, second revision, volume II – Resistance, Propulsion and Vibration

Em um hélice marítimo, a superfície da pá voltada para trás, que sofre um aumento da pressão quando está impulsionando o navio para vante, é chamada de face da pá, e o lado da frente sendo a face de trás. No caso mais simples, a face de uma pá do hélice é uma porção de uma superfície helicoidal verdadeira, isto é, a superfície varrida por uma linha reta AB, Figura 7, cuja extremidade, A, avança a uma velocidade uniforme ao longo de um eixo OO', enquanto a linha em si gira em torno do ponto A com a velocidade angular uniforme. Quando a linha geradora completa uma volta, e está na posição A'B', a distância de avanço, AA', é chamado de face ou passo geométrico, P .

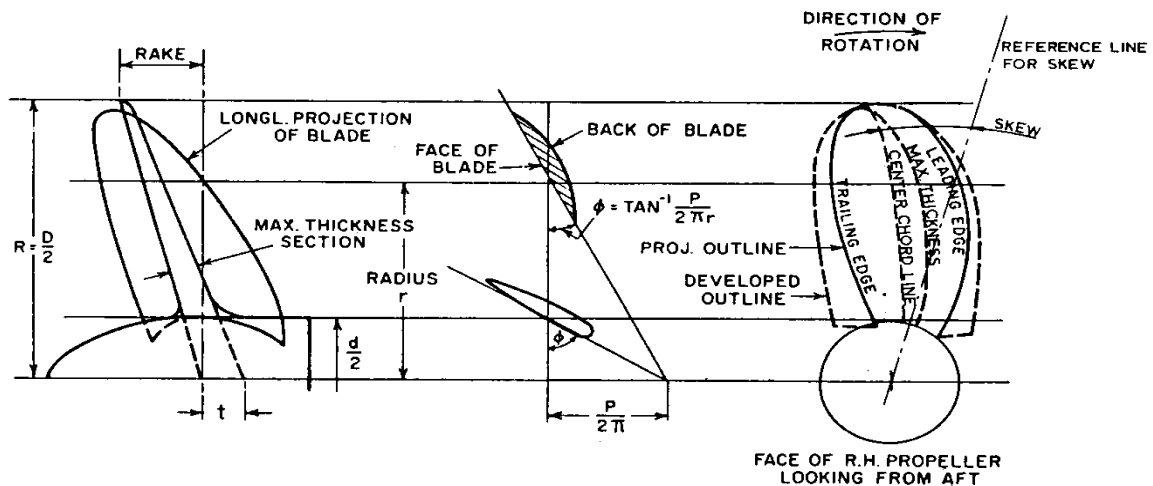
Figura 12: Definição de helix



Fonte: Principles of Naval Architecture, second revision, volume II – Resistance, Propulsion and Vibration

Qualquer cilindro coaxial cilindro com OO' vai cortar a superfície helicoidal em uma espiral (hélix), e o ângulo entre esta espiral e uma superfície normal ao eixo, como SS, é chamado de ângulo de passo (*pitch*) F. O ângulo F é constante para um determinado hélice, ou seja, em um determinado raio. Mas aumenta de valor da ponta da pá em direção à bossa. Na prática, o passo nem sempre é o mesmo em todos os raios, sendo bastante comum ter um passo reduzido em direção à bossa e, geralmente menos reduzido na direção da ponta da pá. Nesses casos, o passo em $0.7R$ é normalmente tomado como um passo médio representativo, pois este é, aproximadamente, o ponto onde a máxima sustentação é gerada, conforme apresentado pela Figura 13.

Figura 13: Desenho típico do propulsor



Fonte: Principles of Naval Architecture, second revision, volume II – Resistance, Propulsion and Vibration

As formas dos contornos das pás e seções variam de acordo com o tipo de navio para o qual o hélice se destina, e em função das ideias próprias do projetista. A Figura 13 mostra um projeto típico, e define muitos dos termos de uso comum.

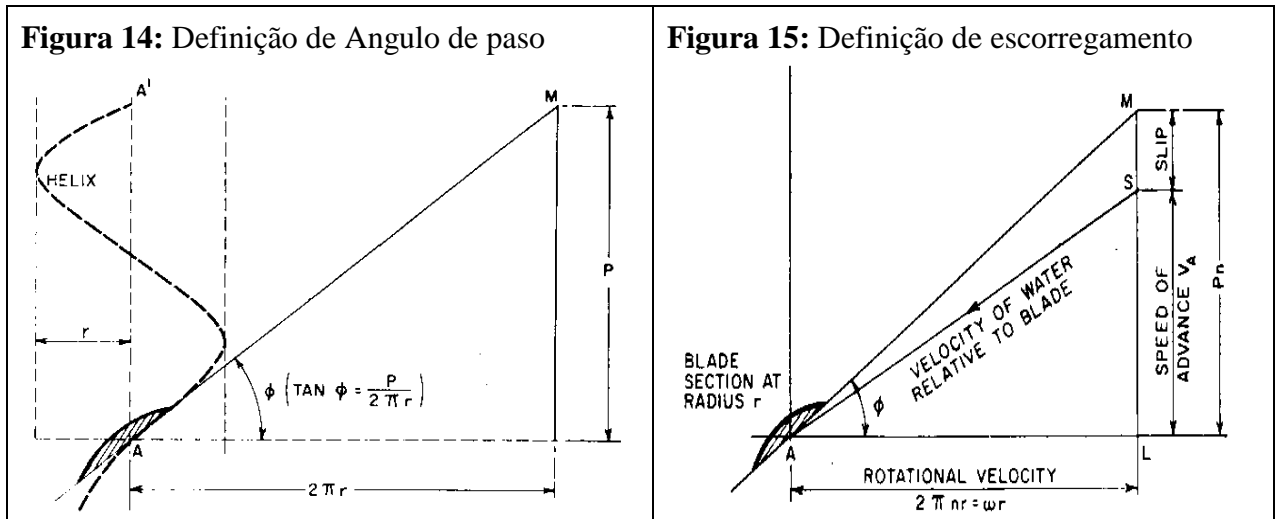
Aqui *skew* (inclinação) é definida como a medida angular a partir do centro da corda de cada seção

para a linha de referência. Esta linha se estende do centro da bossa através do centro da corda da seção em $r = 1/2 d$, raio da bossa.

Se considerarmos uma seção da pá do hélice em um raio t , com um ângulo de passo F e passo P, Figura 14, e imaginar que a pá está trabalhando em um meio não compressível,

então em uma volta do hélice, o avanço de A para A' será igual a distância P. Se desenrolarmos o cilindro de raio r em uma superfície plana, o traçado da linha helicoidal gerado por A se desenvolverá em uma linha reta AM e

$$\tan \phi = \frac{P}{2\pi r}$$



Fonte: Principles of Naval Architecture, second revision, volume II – Resistance, Propulsion and Vibration

Se o eixo estiver girando em n -rotações por unidade de tempo, então, nesse tempo, ocorrerá um avanço igual a distância Pn , e podemos obter um diagrama de velocidade para a seção, Figura 16.

Em um fluido real, haverá uma certa compressibilidade quando o hélice está a desenvolvendo empuxo e o eixo não vai avançar a distância LM , igual a Pn , na unidade de tempo, mas uma distância menor LS . A distância MS é chamada de deslizamento, e a razão $MS/ML = S_R$ é chamada de razão de deslizamento real, e MAS , o ângulo de deslizamento ou ângulo de deslizamento geométrico.

Da Figura 15, verifica-se que

$$S_R = \frac{P_n - V_A}{P_n} = 1 - \frac{V_A}{P_n}$$

Como no caso do disco atuador, o funcionamento das pás do hélice e o desenvolvimento do empuxo resultam na aceleração da água à vante do hélice, de modo que a velocidade de fluxo axial total incidente, em uma determinada seção da pá, é aumentada de V_A para $V_A(1 + a)$, enquanto que a velocidade do fluxo total de rotação é diminuída de

O ângulo de incidência α é dado por $(\phi - \beta_r)$, onde ϕ é o ângulo de passo geométrico.

Suponha que o hélice tenha Z pás, que a corda das pás tenha um valor c no ponto de raio n , e que a seção da pá neste momento tenha coeficientes de sustentação e arrasto C_L e C_D , para o ângulo de incidência α . Seja dL e dD , as resultantes de sustentação e arrasto de um elemento de pá do hélice de comprimento dr , respectivamente. Então

$$\begin{aligned} dL &= \frac{1}{2} \rho \times \text{area} \times (\text{velocity})^2 \times C_L \\ &= \frac{1}{2} \rho c dr Z \frac{(V_A)^2 (1+a)^2}{\sin^2 \beta_I} C_L \end{aligned}$$

e

$$dD = \frac{1}{2} \rho c dr Z \frac{(V_A)^2 (1+a)^2}{\sin^2 \beta_I} C_D$$

Uma vez que dL e dD são, respectivamente, normal e ao longo da direção da velocidade relativa V_R , a contribuição de empuxo e o torque, geradas por estes elementos será

$$dT = dL \cos \beta_I - dD \sin \beta_I$$

$$dQ = (dL \cos \beta_I - dD \sin \beta_I) r$$

A primeira expressão pode ser escrita na forma

$$dT = dL \left(\cos \beta_I - \frac{dD}{dL} \sin \beta_I \right)$$

$$= dL \left(\cos \beta_I - \frac{C_D}{C_L} \sin \beta_I \right)$$

$$= dL (\cos \beta_I - \tan \gamma \sin \beta_I)$$

Onde

$$\tan \gamma = \frac{c_D}{c_L} \quad \text{da Figura 9}$$

Assim

$$dT = dL \left(\frac{\cos \beta_I \cos \gamma - \sin \beta_I \sin \gamma}{\cos \gamma} \right)$$

$$= dL \frac{\cos(\beta_I + \gamma)}{\cos \gamma}$$

$$= \frac{1}{2} p c d r Z (V_A)^2 (1 + a)^2 C_L \frac{\cos(\beta_I + \gamma)}{\sin^2 \beta_I \cos \gamma}$$

Logo (16)

$$\frac{dT}{dr} = \frac{1}{2} p c Z (V_A)^2 (1 + a)^2 C_L \frac{\cos(\beta_I + \gamma)}{\sin^2 \beta_I \cos \gamma}$$

E de forma semelhante (17)

$$\frac{dQ}{dr} = \frac{1}{2} p c Z r (V_A)^2 (1 + a)^2 C_L \frac{\sin(\beta_I + \gamma)}{\sin^2 \beta_I \cos \gamma}$$

dT/dr e dQ/dr agora podem ser plotados com base no raio r , no empuxo total T e no torque total Q , obtido por integração, Figura 8. Essas curvas mostram que a maior parte do empuxo e do torque

são desenvolvidos ao longo da parte mais exterior da lâmina, com os máximos ocorrendo em cerca de $r = 0,7R$.

A eficiência do elemento de pá é dada por (através da Equação 14)

$$\eta = \frac{dT V_A}{2\pi n r dQ} = \frac{V_A dL \frac{\cos(\beta_I + \gamma)}{\cos \gamma}}{2\pi n r dL \frac{\sin(\beta_I + \gamma)}{\cos \gamma}} = \frac{V_A}{2\pi n r} \frac{1}{\tan(\beta_I + \gamma)} = \frac{1 - a'}{1 + a} \frac{\tan \beta_I}{\tan(\beta_I + \gamma)}$$

A eficiência de todo o hélice será

$$\eta_0 = \frac{TV_A}{2\pi nQ}$$

O desempenho de cada elemento da pá só pode ser determinado quando os valores de a , a' , C_L , e γ são conhecidos.

C_L e γ podem ser encontrados a partir de dados de teste obtidos em determinadas seções de pá. Para obter a e a' , é necessário igualar o empuxo com a quantidade de movimento à vante e à ré inserida na descarga e o torque para a mudança da quantidade de movimento rotacional, de acordo com a teoria da quantidade de movimento.

Escrevendo

$$F = \frac{cZC_L \cos(\beta_I + \gamma)}{8\pi r (\sin \beta_I)^2 \cos \gamma}$$

A Equação (16) se torna (18)

$$\frac{dT}{dr} = F\rho(V_A)^2(1+a)^2 \times 4\pi r$$

A partir das considerações da quantidade de movimento, o empuxo desenvolvido pelo elemento de pá é dado por:

Massa do fluido que passa pelo element anelar do disco na unidade de tempo X mudança de velocidade:

$$\rho 2\pi r d_r V_A (1+a) b V_A$$

Ou (19)

$$\frac{dT}{dr} = 2\pi r \rho (V_A)^2 (1+a) b$$

Esta equação não considera qualquer quantidade de movimento rotacional inserida na descarga.

Equacionando (18) e (19), temos:

$$2F(1 + a) = b$$

Uma expressão semelhante pode ser obtida para o fator de influxo rotacional a' .

Se soubéssemos a razão entre a e b , ou seja, qual a proporção da velocidade da descarga final é

adquirida na posição da seção da pá, a poderia ser determinado. Para o caso particular de $a = b/2$, obtido a partir das considerações da quantidade de movimento, encontramos:

$$a = \frac{F}{1 - F}$$

No princípio, uma teoria simplificada do elemento de pá foi usada, na qual as velocidades induzidas foram ignoradas, e os empuxos, torques, e eficiências calculados diferiram consideravelmente daqueles encontrados no desempenho do hélice real. A comparação foi aperfeiçoada quando os efeitos da velocidade induzida foram incluídos, mas as diferenças ainda permaneciam, devido, principalmente, à negligência da interferência mútua entre as pás do hélice, e a falha em não permitir a queda de sustentação na direção das pontas das pás. Desenvolvimentos posteriores da teoria do hélice permitiram a ampla consideração desses fatores nos modernos métodos de projetos.

3.6 Teoria da circulação do helice de passo fixo

Os métodos modernos teóricos de projeto de hélice são baseados na teoria dos vórtices, enunciada pela primeira vez por *F.W. Lanchester* em seu tratado *Aerial Flight* publicado em 1907.

Considere o tipo de escoamento de fluxo apresentado na Figura 17(a), definido pela equação (20)

onde

$$rv = c = \text{constante}$$

- r = raio vetor, partindo de O até qualquer ponto no campo.
- v = velocidade em qualquer ponto, sempre normal ao raio vetor em qualquer lugar.

Um escoamento interior de raio r_0 pode ser considerado como representando a parede de um cilindro cujo eixo é perpendicular ao plano do fluxo, e em torno do qual o fluido circula.

Quando o raio r_0 é muito pequeno, temos o que é conhecido como um tubo de vórtice ou filamento, porque a lei da distribuição de velocidade, expressa pela Equação (20), aplica-se com uma boa aproximação para o campo exterior dos movimentos de vórtices encontrados na natureza. Os filamentos de vórtices, em fluidos ideais, têm propriedades interessantes, dentre as quais pode ser mencionada que qualquer filamento de vórtice é permanentemente composto pelas mesmas partículas de fluido, e que não pode terminar abruptamente no interior do líquido, devendo retornar sobre si mesmo, ou terminar nos limites da região de fluido.

Se o cilindro é colocado em um fluxo uniforme do mesmo fluido ideal, mas sem circulação, o escoamento será simétrico em relação ao eixo do fluxo, e nenhuma força será exercida sobre o cilindro, Figura 17(b).

Se agora um fluxo de circulação é imposta ao redor do cilindro, o padrão de fluxo é muito alterado, tornando-se assimétrico, como mostrado na Figura 17(c). No ponto E a velocidade paralela ao eixo do fluxo é $(V_0 + v)$, enquanto no ponto F é $(V_0 - v)$. Esta assimetria da distribuição de velocidades dá origem a uma assimetria similar na distribuição de pressão. A pressão em F é maior do que em E. Como resultado, é exercida uma força sobre o cilindro perpendicularmente ao sentido do fluxo uniforme. A produção desta força em um cilindro rotativo em um fluxo é chamada de efeito Magnus, seu descobridor em 1853. Esta força foi empregada na propulsão de navios, em substituição às velas nos chamados navios rotor *Flettner*, para gerar forças a partir do vento.

Para definir o conceito matemático da circulação de forma mais clara, tomamos os pontos A e B na Figura 18 conectados por uma curva plana, e seja ω , um vetor no ponto P sobre a curva, que faz um ângulo ζ com a direção do elemento de linha ds . Então, a integral da linha entre A e B é definida pela expressão

$$\int_A^B \omega \cos \zeta ds$$

No caso especial quando o vetor ω representa uma velocidade e a integração é realizada em uma curva fechada, a integral é chamada de circulação, Γ , e

$$\Gamma = \oint \omega \cos \zeta ds$$

onde o símbolo \oint indica uma integração em torno de uma curva fechada.

Este tipo de fluxo tem a particularidade de que quando uma curva fechada se forma em um campo, e é realizada uma integração ao longo desta curva fechada, a circulação é nula quando a curva não está em torno da origem O , mas é constante igual a $2\pi c$ quando a curva está em torno da origem.

Considere os dois pontos A e B na Figura 17(a), conectados por uma curva qualquer. Por definição, a integral de linha ao longo da curva é

$$\Gamma_{AB} = \int_A^B \omega \cos \zeta ds$$

Para avaliar essa integral, substituímos a curva escolhida por uma linha composta por linhas radiais curtas e arcos circulares. A integração ao longo das linhas radiais não contribui para o valor final, uma vez que o elemento de linha e o vetor velocidade são normais entre si e, conseqüentemente, $\cos \zeta$ é zero. A integração ao longo dos arcos de circulares, no entanto, produz um valor definido, já que neste caso, “ $\cos \zeta$ ” é igual a unidade.

Raciocinando desta maneira, encontramos para o valor da integral ao longo da curva escolhida arbitrariamente (21)

$$\Gamma_{AB} = \int_A^R \omega ds = \int_A^R \omega r d\psi = \pm c\psi_0$$

Onde ψ_0 é o ângulo formado entre os raios através de A e B. O sinal + se aplica quando a integração é feita em uma direção, o sinal – quando feita na direção inversa. Depreende-se desta equação que o valor da integral de linha depende somente dos pontos inicial e final, e não do caminho percorrido. Resulta, portanto, que se integram de A para B ao longo de um caminho arbitrário, como ACB na Figura 17 (a), e depois integrando-se no sentido inverso, ao longo de qualquer outro caminho que não seja em torno da origem, como BDA, o valor da integral de todo o circuito fechado ACBDA será nulo. Por outro lado, se integrar em torno de

uma curva fechada em torno da origem O, de modo que o ângulo ψ_0 na Equação (21) tem o valor 2π , a integral de linha em torno do laço, ou da circulação, será igual a $2\pi c$.

A força transversal L agindo sobre o cilindro com circulação em um fluxo uniforme, como mostrado na Figura 17c), pode ser dada pela equação (22)

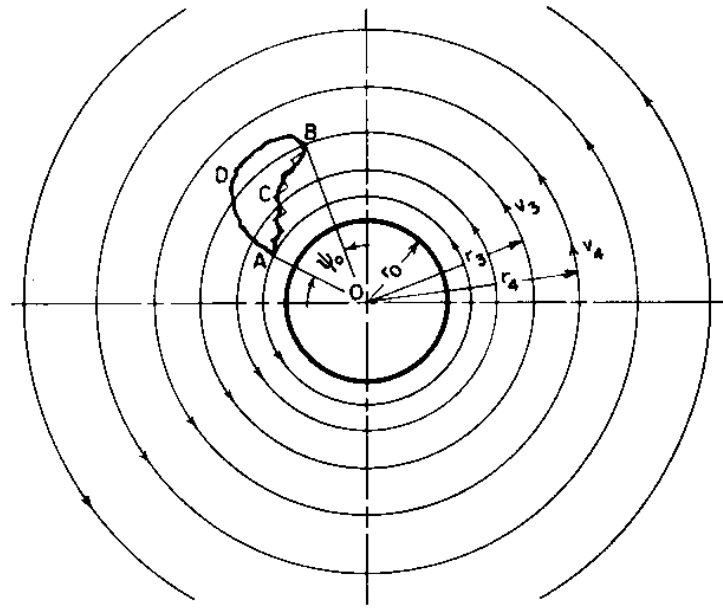
$$L = \rho \Gamma V_0$$

onde

- ρ é a densidade do fluido
- $G = 2\pi c$ é o comprimento da circulação do fluido V_0 é a velocidade do fluido uniforme.

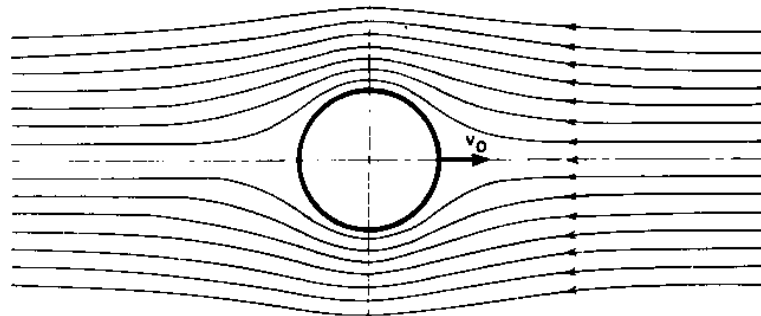
A Equação (22) é conhecida como a Equação *Kutta-Joukowski*, e é uma das grandes generalizações da Mecânica, uma vez que se aplica a todos os corpos, independentemente da sua forma. O fator de forma está contido no fator de circulação G. Com o auxílio dessa equação matemática, a discussão da ação da hélice é bastante simplificada, pois não temos que considerar a forma das pás do hélice até a ponta, considerando-as apenas como filamentos de vórtice ou *linhas de sustentação* dotadas de circulação. Estas linhas de sustentação são consideradas como sendo de comprimentos finitos, correspondentes aos comprimentos das pás, não se fechando de forma abrupta na ponta, mas com prolongamentos, denominados vórtices de ponta, nas extremidades livres. Esses prolongamentos existem nas pontas das asas do avião e nas pontas e raízes de pás do hélice, como é facilmente demonstrado por ensaios em túnel de vento ou em túnel de água. A sustentação produzida pela asa de um avião, ou uma pá de um hélice, é o resultado de um aumento da pressão sobre a face e uma diminuição da pressão nas costas. Uma vez que o fluido segue o gradiente de pressão, tende a se espalhar pelas extremidades livres da face para trás, criando poderosos vórtices a jusante, cujos eixos são praticamente perpendiculares ao eixo da asa ou da pá, e que formam o limites da camada de fluido que tem entrou em contato com a lâmina.

Figura 17: a- Fluxo circular; b-linha de fluxo ao redor do cilindro sem circulação; c-linha de fluxo ao redor do cilindro com circulação.



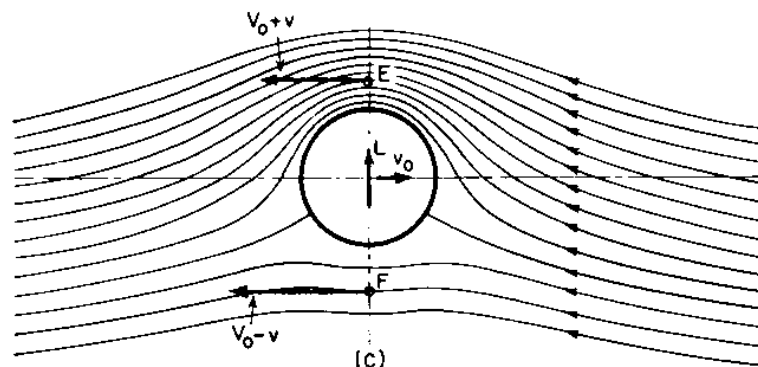
(a)

Fig. 12(a) Circulation flow



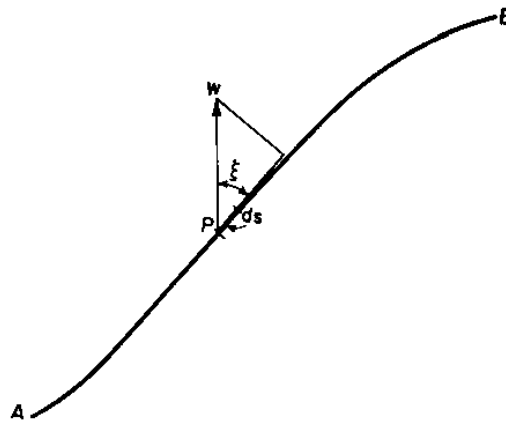
(b)

Fig. 12(b) Streamline flow around circular cylinder without circulation



(c)

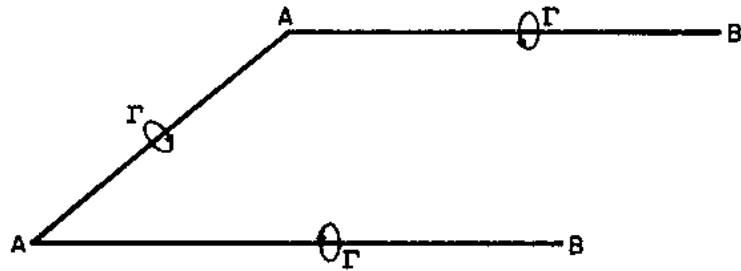
Figura 18: intergal de linha



Fonte: Principles of Naval Architecture, second revision, volume II – Resistance, Propulsion and Vibration.

O caso mais simples de uma asa de aeronave em voo através do ar parado é ilustrado na Figura 19. O vórtice limite equivalente, neste caso, viaja em linha reta perpendicular ao seu eixo. Se a circulação deste vórtice limite é assumida constante ao longo de seu comprimento, temos um simples sistema em que AA é o vórtice limite e AB um vórtice de ponta livre, já mencionado. Este sistema simples é um conceito útil e nos ajuda a visualizar o fenômeno, mas não expressa adequadamente as condições de escoamento real em torno da asa. Na realidade, a sustentação da asa diminui a partir de um valor máximo, à meio comprimento, até zero, nas extremidades, e assim a circulação ao redor da asa deve variar da mesma forma. Assumindo que a circulação ao redor do vórtice limite AA varia continuamente, como mostrado pela curva $G = f(x)$ na Figura 20, então ele pode ser apresentado por meio da interpretação da circulação, em termos de sua definição original, como uma integral de linha, na qual os vórtices livres fluem, não apenas nas extremidades livre, mas também ao longo do bordo de fuga de AA, formando em conjunto uma folha de vórtices. A força de um vórtice individual na folha é igual à mudança na circulação naquele sobre AA. Assim, se nas distâncias x_1 e x_2 , a partir de meio comprimento, as forças de circulação são G_1 e G_2 , respectivamente, o vórtice livre formada entre x_1 e x_2 terá uma força igual a $(G_1 - G_2)$.

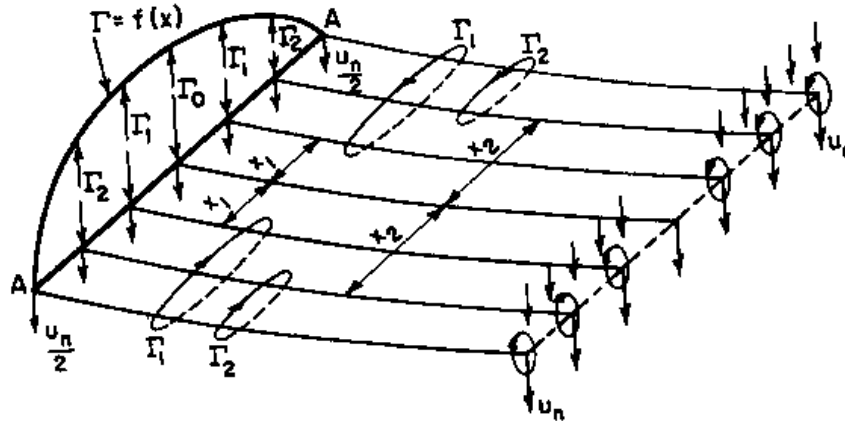
Figura 19: Vortex da asa com fluxo constante



Fonte: Principles of Naval Architecture, second revision, volume II – Resistance, Propulsion and Vibration.

Considerando agora dois vórtices individuais em folha, localizados em lados opostos do meio comprimento, cada um se encontra no campo de velocidade do outro e, portanto, deve assumir a existência de uma velocidade de queda naquele ponto do campo. À medida que isto é verdadeiro para todos os vórtices na folha, conclui-se que a folha, como um todo, assume uma velocidade de queda. Foi mostrado por *Prandtl* (1979) que esta velocidade de queda é constante ao longo da folha, quando a função de distribuição $f(x)$ representa uma elipse. Ao longo do vórtice e folha, entretanto, a partir de AA até o infinito, à direita, a velocidade de queda induzida não é constante, mas varia entre o valor u_n , a uma distância muito grande de AA, até o valor $u_n/2$ em AA. Isso pode ser provado rigorosamente por um teorema sobre o movimento de vórtice, que tem um equivalente em eletrodinâmica e é conhecida como a lei de *Biot-Savart*. De um modo geral, esta verdade pode ser percebida pelo seguinte raciocínio. Deixe o sistema de vórtices na Figura 20 ser complementado por um sistema semelhante que se estende de AA ao infinito, à esquerda. Todo o sistema de vórtices infinitamente longo, mover-se-ia para baixo com a velocidade u_n , de acordo com a discussão anterior. Em AA, essa velocidade seria composta, em igual medida, por aquela velocidade induzida pelos vórtices do sistema complementar, e pelos vórtices do sistema original. Removendo o sistema complementar, e assim revertendo ao sistema mostrado na figura, resta apenas o valor $u_n/2$ no local do vórtice limite.

Figura 20: Sistema de vortex da asa com circulação variável



Fonte: Principles of Naval Architecture, second revision, volume II – Resistance, Propulsion and Vibration.

Conclusões semelhantes foram obtidas no caso de uma pá de hélice em movimento à vante (*Prandtl, et al, 1927*). A folha de vórtice, neste caso, é a camada helicoidal do fluido que arrasta atrás da pá, e da velocidade induzida, que é normal à camada helicoidal, e assim, tende a empurrar a folha à ré ao longo do eixo do hélice e rotacioná-lo em torno deste eixo, sendo idêntica à velocidade de deslizamento definida anteriormente. Um teorema análogo ao que acabamos de mencionar, também se aplica neste caso - que a velocidade induzida na posição do vórtice limite, ou seja, no disco do hélice, é $u_n/2$, ou metade da maior distância atrás do hélice.

Betz desenvolveu o importante teorema em que uma pá do hélice terá as menores perdas de energia, resultante da velocidade induzida, quando a folha de vórtice helicoidal é empurrada para trás ao longo do eixo, e rotacionada em torno deste eixo, como se fosse uma folha rígida. Este teorema fornece uma regra simples e definitiva para o projeto da pá do hélice na prática, a fim de obter a máxima eficiência do hélice, que normalmente é o objetivo do projetista. As pás devem ser concebidas de forma que a velocidade de entrada seja a mesma para cada elemento de pá.

A aplicação da teoria da circulação ao projeto de hélices permite várias melhorias, a serem incrementadas, à teoria do elemento de pá simples, descrita anteriormente. Em especial, permite que a velocidade induzida $u_n/2$ seja calculada, e assim, os fatores de influxo axial e radial a e a' .

4. INTERAÇÃO ENTRE CASCO E PROPULSOR

4.1 Geral

A discussão anterior estava relacionada a operação de um hélice em águas abertas, na condição de avanço em águas tranquilas. Ao considerar o hélice em seu local normal de operação, ou seja, à ré do casco modelo ou navio, as condições são consideravelmente modificadas. O hélice está agora operando na água perturbada pela passagem do casco e, em geral, a água ao redor da popa adquiriu um movimento para a vante na mesma direção do navio. Esta água em movimento para vante é chamado de esteira, fazendo com que o hélice não mais avance em relação à água com a mesma velocidade do navio, V , mas sim, com uma velocidade V_A menor, denominada velocidade de avanço.

Como já vimos, o hélice ao desenvolver empuxo, acelera a água à sua frente, e isso tem o efeito de diminuir a pressão em torno da popa, aumentando também a velocidade nesta região. Ambos os efeitos aumentam a resistência do navio acima daquela medida pelos testes de reboque.

Além disso, as relações entre pressão, torque e rotações em águas abertas, onde o fluxo é uniforme, podem sofrer mudanças à ré do casco, nas condições de fluxo variável. Isso leva à possibilidade de se obter diferentes eficiências do hélice nas situações de águas abertas e à ré do casco.

4.2 Esteira

A diferença entre a velocidade do navio e V a velocidade de avanço V_A pode ser chamado a velocidade de esteira. *Froude* expressa a velocidade da esteira como uma fração da velocidade de avanço V_A , denominando essa relação como fração de esteira w_F , de modo que (25)

$$w_F = \frac{V - V_A}{V_A}$$

e

$$V_A = \frac{V}{1 + w_F}$$

A expressão $(1 + w_F)$ é chamado de fator de esteira de Froude.

Para uma esteira que avança, é positivo, mas podem ter pequenos valores negativos em navios de alta velocidade, como destróieres.

Taylor apresenta uma definição diferente da fração de esteira, expressando a velocidade da esteira como uma fração da velocidade do navio (26)

$$w = \frac{V - V_A}{V}$$

e

$$V_A = V(1 - w)$$

Esta definição é mais representativa, uma esteira de 50%, significa que a velocidade da esteira é 50% da velocidade do navio, enquanto que na notação de Froude uma esteira de 50% tem a sua velocidade igual a 33% da velocidade do navio. A definição de Taylor está tornando mais ou menos universal na literatura atual, mas esta diferença deve ser lembrada ao se consultar dados publicados, sobretudo britânicos, muitos dos quais fornecem valores de esteira de *Froude*. As duas definições se relacionam por meio das equações.

$$w = \frac{w_F}{1 + w_F}$$

e

$$w_F = \frac{w}{1 - w}$$

A esteira possui 3 causas principais:

- a) O arrasto friccional do casco provoca uma corrente que segue o navio, e aumenta de velocidade e volume na direção da popa, produzindo na popa uma esteira com uma considerável velocidade à vante em relação à água ao redor.
- b) O escoamento do fluxo pelo casco provoca um aumento da pressão em torno da popa, onde as linhas de fluxo estão fechando. Isto significa que nesta região a velocidade relativa da água que passa pelo casco será menor que a velocidade do navio, resultando em uma esteira para vante, ou positiva, que aumenta devido ao atrito.
- c) O navio produz um padrão de ondas na superfície da água. As partículas de água nas cristas têm uma velocidade para vante, devido ao seu movimento orbital, enquanto nos cavados, a velocidade orbital é para ré. Esta velocidade orbital

dará origem a uma componente de esteira, que será positiva ou negativa de acordo com a existência de uma crista ou um cavado do sistema de onda nas proximidades do hélice.

O esteira total é composta por essas três componentes e, na grande maioria dos casos é positiva. Exceções surgem em qualquer embarcação de alta velocidade, como destróieres e lanchas de alta velocidade. A uma velocidade de 34 nós, o comprimento de onda do sistema criado pelo navio é de aproximadamente 200 m (656 pés), de modo que um destróier de 100 m (328 pés) de comprimento, teria um cavado nas proximidades dos hélices, e a esteira da onda seria negativa. Para um casco fino, o potencial ou linhas de fluxo da esteira seriam pequenas, e com hélices de grande diâmetro, grande parte do disco estaria fora da esteira de atrito. Nestas condições, a esteira total sobre o hélice pode ser zero ou ligeiramente negativa. Medidas da esteira em destróieres têm mostrado realmente, de forma muito clara, uma variação da esteira com a velocidade, à medida que ocorrem a formação de cristas e cavados sucessivos na popa (Newton, 1960).

A fração de esteira pode ser medida de várias maneiras. Se estamos interessados nos detalhes do padrão de esteira, a velocidade da esteira pode ser medida por tubos pitô, obtendo-se as componentes axial, radial e tangencial na vizinhança da posição desejada do hélice. As curvas de mesma velocidade da esteira podem ser plotadas. Exemplos de componentes axiais são mostrados nas Figuras 17 e 18(a) e (b), para um navio de um eixo e dois navios de dois eixos, respectivamente. No primeiro caso, a esteira é mais intensa sobre a parte superior do disco, um pouco menor abaixo da linha central vertical, e muito menor sobre os quadrantes externos inferiores. Em um navio de dois eixos, a esteira média ao longo do disco do hélice será, via de regra, menor do que em um navio de um eixo de mesmo formato, por causa da posição diferente do hélice, mas haverá uma concentração considerável imediatamente atrás das extremidades da bossa ou à ré dos suportes dos eixos externos.

Em ambos os casos, o fluxo de água tem uma direção geral para cima e para dentro, e isso dá origem a uma assimetria no hélice.

À medida que o hélice gira, uma seção, em um determinado raio, passa por regiões de diferentes concentrações de esteira. Nós podemos fazer um hélice com um passo que varia do centro para a extremidade, de modo a se adaptar a esteira média da circunferência para qualquer que seja o raio. Estas esteiras médias podem ser encontradas por meio dos diagramas

de esteiras, como apresentados nas Figuras 17 e 18, ou serem medidas por meio de rodas de palhetas de raios diferentes que integram a esteira em torno de determinados anéis radiais.

As esteiras medidas por tais métodos fornecem o fluxo existente na ausência do hélice, e são geralmente denominadas *esteiras nominais*. Elas se modificam quando o hélice está presente e desenvolvendo empuxo, e é possível deduzir, a partir do desempenho do hélice à ré do casco e em águas abertas, um fator que represente a esteira efetiva percebida pelo hélice. Suponha um hélice impulsionando um casco com uma velocidade de V nós, desenvolve um empuxo T , girando a n rotações por unidade de tempo. As curvas para águas abertas do hélice irão mostrar que, para as mesmas n rotações, o hélice irá desenvolver o empuxo T , a uma velocidade V_A um pouco menor que V . Esta é a velocidade efetiva de avanço, e a *fração de esteira eficaz* será dada por

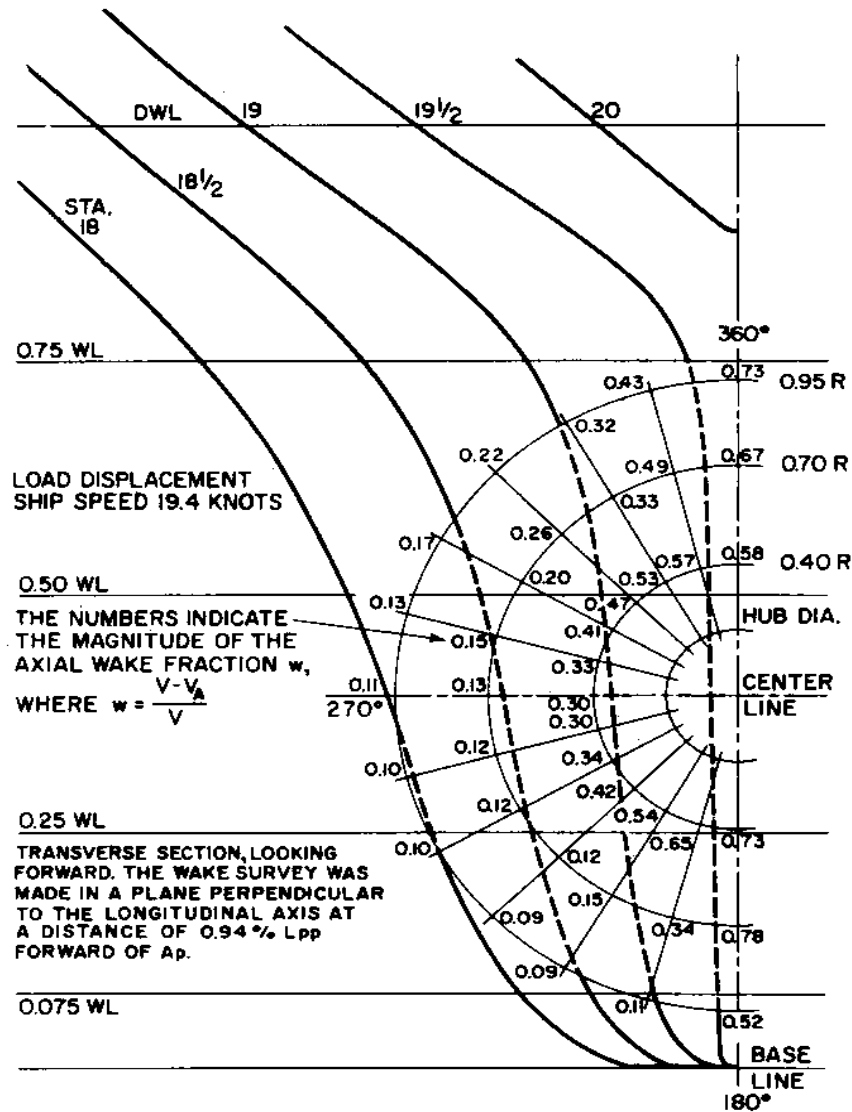
$$w_T = \frac{V - V_A}{V}$$

Este método de cálculo da esteira efetiva é baseado na identificação do empuxo em águas abertas e à ré do modelo. Uma fração de esteira semelhante pode ser obtida através da utilização de identificação do torque, e por causa das diferenças nas condições de fluxo à ré do modelo e em água aberta, os valores de empuxo e torque derivados das esteiras são geralmente um pouco diferentes. Para trabalhos com modelos, devem ser adotada, preferencialmente, a identificação de empuxo das esteiras, pois a pressão pode ser medida de modo mais exato que o torque. No entanto, para comparação com os resultados dos ensaios com navios, muitas vezes, é necessário usar uma identificação da esteira pelo torque, já que na maioria dos casos, os navios não são equipados com medidores de empuxo, sendo o torque medido, a única base de comparação.

O efeito do hélice em induzir uma velocidade de influxo reduz um pouco a esteira para vante, de modo que a esteira efetiva é, geralmente, 3 ou 4 pontos mais baixa do que a esteira nominal.

A não uniformidade da esteira tem outras consequências altamente indesejáveis. À medida que as pás giram, forças periódicas e acoplamentos de forças são criadas, e transmitidas através da água e dos eixos ao navio, representando uma das principais fontes de vibração do casco.

Figura 21: Diagrama de esteira do navio SS. $C_s = 0.65$



Fonte: Principles of Naval Architecture, second revision, volume II – Resistance, Propulsion and Vibration.

A variação da velocidade de influxo também resulta em uma mudança periódica do ângulo de ataque das pás e, conseqüentemente, propício ao surgimento de cavitação, tendo como consequência, vibração, ruído e erosão das pás. Por todas estas razões, deve ser dada uma grande atenção à forma das linhas de popa e dos apêndices, tais como os suportes dos eixos, juntamente com folgas do hélice, de modo a assegurar que as desigualdades da esteira sobre os hélices são mantidas as menores possíveis. Uma ajuda neste problema pode ser obtida a partir de experiências com modelos em um canal de água de circulação, onde o fluxo se torna visível por meio de tufos, tintura, ou outros meios, e através de levantamentos com tubos pitô em tanques do reboque.

Para obter uma melhor imagem da não uniformidade da esteira, pode ser realizada uma análise de *Fourier*. Nesse caso, a esteira axial em um ponto específico do disco do hélice é dada por:

$$w_x(r) = \sum_{n=0}^N [a_n(r) \cos n\Phi + b_n(r) \sin n\Phi]$$

onde a_n e b_n , são as amplitudes das componentes de Fourier, r é o raio e Φ é o ângulo do ponto no plano do hélice. *Hadler, et al* (1965) apresentam uma grande coleção de dados sobre distribuições de esteiras, medidas em vários navios. Eles também mostram os resultados da análise de esteira a partir da decomposição em série de Fourier, apresentada acima, e fornecem informações sobre as flutuações do ângulo de passo hidrodinâmico, à medida que a pá executa uma rotação.

Para obter uma ideia da flutuação das forças sobre o eixo do hélice gerada pelo campo de velocidade não uniforme, será realizada uma simples análise, de acordo com o método proposto por *Lewis* (1935). A sustentação de um perfil por unidade de envergadura é dada por (27):

$$L = \pi\rho c\beta U^2$$

uma vez que o coeficiente de sustentação para pequenos ângulos de passo hidrodinâmico ser igual a $2p\beta$. Negligenciando o fato de que a direção da força de sustentação não coincide com a direção do empuxo, a Equação (27) também vale para o empuxo T de uma pá de hélice por unidade de envergadura. A velocidade de U é composta da velocidade de rotação e a velocidade de avanço, (28)

$$\begin{aligned} U^2 &= [\omega r]^2 + [V(1 - w_x)]^2 \\ &= \omega^2 r^2 + V^2(1 - 2w_x + w_x^2) \\ &= \omega^2 r^2 + V^2 - 2w_x V^2 + w_x^2 V^2 \end{aligned}$$

Sendo w_x a esteira axial. Se a esteira axial é simétrica em relação à vertical que passa pelo eixo do hélice, a decomposição contém apenas termos cosseno: (29)

$$w_x = \sum_{n=0}^N a_n \cos(n\Phi)$$

Inserindo (27) em (28), e combinando o resultado com a equação (27), a seguinte fórmula para o empuxo por unidade de envergadura pode ser obtida (30).

$$T = \sum_{p=0}^N A_p \cos(p\theta + \Phi_p)$$

sendo Φ_p a fase do ângulo, e θ a posição instantânea da pá, que pode ser dada por $\theta = \omega t - \frac{2\pi}{2}(m - 1)$. Uma relação semelhante pode ser obtida para o torque por unidade de envergadura. Totalizando para todas as pás, obtém-se a seguinte expressão para o empuxo e o torque em função do tempo (30) e (31):

$$T(t) = Z \sum_{k=0}^N f_{kz} \cos(kz\omega t - \Phi_{kz})$$

$$Q(t) = Z \sum_{k=0}^N g_{zk}(kz\omega t - \zeta_{kz})$$

Relações semelhantes podem ser encontradas para o momento de flexão (Hadler et al, 1965). Esta análise leva às seguintes conclusões:

a) O empuxo e o torque instáveis são determinados apenas pelos termos da decomposição de Fourier que são múltiplos inteiros do número de pás.

Os momentos de flexão instáveis, M_x , M_y , as forças laterais verticais e horizontais, F_x , F_y , são

determinadas pelo $(kz + 1)$ -ésimo e $(kz - 1)$ -ésimo termos da série de Fourier nos múltiplos inteiros da frequência de pá.

Figura 22: a-Diagrama de esteira do navio TS com Shaft-trust; b-Diagrama de esteira do navio TS com bossings

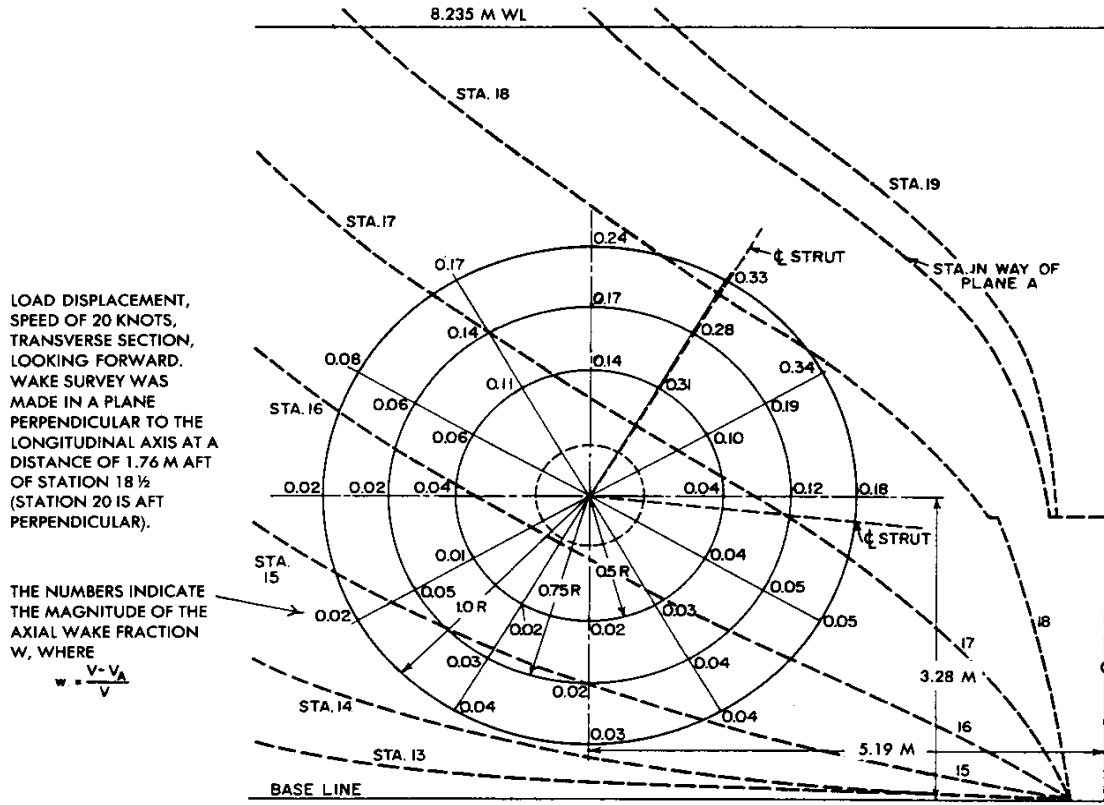


Fig. 18(a) Wake diagram for TS ship fitted with shaft-struts

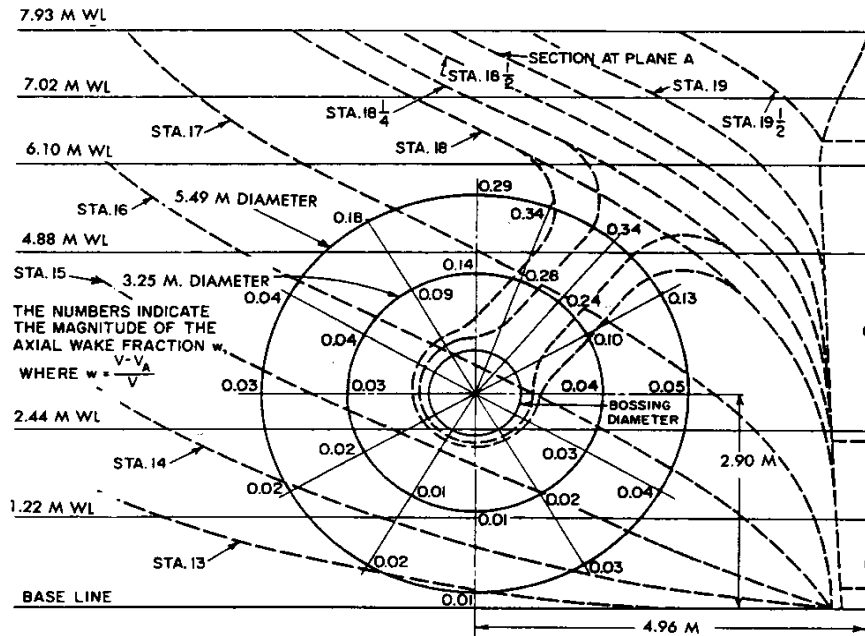


Fig. 18(b) Wake diagram for TS ship fitted with bossings

Fonte: Principles of Naval Architecture, second revision, volume II – Resistance, Propulsion and Vibration.

A Tabela 2 resume os resultados para números de pás que variam de 3 a 6. Note que

esta tabela fornece as componentes harmônicas do campo do campo de esteira axial que contribuem para as forças instáveis. Ele não fornece as frequências das forças instáveis.

Tabela 2 Influência dos componentes harmônicos da esteira ou forças e momentos instáveis

Table 2—Influence of Harmonic Wake Components on Unsteady Forces and Moments.

		Harmonic Components																					
		Z	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20
T, G	3	x				x			x			x			x			x			x		
	4	x					x				x				x				x				x
	5	x						x					x					x					x
	6	x							x						x						x		
M_x, F_x	3		x	x			x	x		x	x		x	x		x	x		x	x		x	x
	4		x		x			x		x		x		x		x		x		x		x	
	5		x			x			x			x		x			x		x			x	
	6		x					x		x			x		x				x			x	
M_y, F_y	3																						
	4																						
	5																						
	6																						

Fonte: Principles of Naval Architecture, second revision, volume II – Resistance, Propulsion and Vibration.

Desta forma pode-se obter uma escolha criteriosa do número de pás, Z . É claro que a análise acima é apenas uma simples aproximação, mas *Hadler* (1965) mostrou que esta abordagem funcionou bem para alguns casos.

Além do número de pás, o conteúdo harmônico da esteira determina as forças instáveis. Este conteúdo e a amplitude das componentes de Fourier dependem da forma do casco e, possivelmente, da velocidade. *Hadler, et al* (1965) chegaram às seguintes conclusões com base em seus resultados:

- a) O padrão da esteira é afetado, principalmente, pela forma da popa. As variações na proa têm um efeito desprezível.
- b) As amplitudes dos harmônicos diminuem com o aumento da ordem, tanto para a componente longitudinal quanto tangencial da velocidade. A diminuição é monótona para os navios de popa aberta, mas as amplitudes de ordem par são relativamente mais fortes em navios de um eixo com popas convencionais.
- c) As distribuições radiais de velocidade média longitudinal e velocidade média volumétrica têm formas características. A popa de tipo aberto tende a proporcionar

uma distribuição quase uniforme, com uma magnitude comparável à velocidade do modelo. O navio de um eixo com popa convencional proporciona uma distribuição com valores inferiores junto ao raio interno, e maiores no raio exterior. A magnitude depende da finura e da forma da popa, em geral, quanto mais fina a popa, maiores os valores.

- d) Na maioria dos modelos analisados, verificou-se que a variação da velocidade tangencial é grande e de natureza senoidal, devido ao fluxo ascendente no plano do hélice, que por sua vez, mostra-se predominantemente no primeiro harmônico. Isto, em conjunto com uma grande amplitude do 1º harmônico da velocidade longitudinal, irá resultar em uma frequência de vibração do eixo, quando existem algumas imperfeições na geometria da pá que irá causar desequilíbrios hidrodinâmicos.
- e) Em geral, para minimizar os problemas de cavitação e vibração, a popa do tipo aberto, ou seja, a popa com os suportes de apoio do eixo, é superior ao tipo convencional de navio de um eixo.
- f) O leme pode ter um efeito sobre a velocidade média longitudinal, mas não tem um efeito significativo sobre as quantidades derivadas.
- g) O efeito de variações na velocidade parece ser pequeno.
- h) O efeito sobre a localização do hélice na abertura pode ser importante.
- i) As alterações no deslocamento e trim podem resultar em grandes variações nos padrões de esteira e, conseqüentemente, nas características de cavitação e vibração.

A este respeito, as conclusões de Van Manen (1965) também podem ser mencionadas. Ele observa (baseados em testes com 40 diferentes modelos de navios) que os coeficientes prismáticos do copo de ré entre 0.73 e 0.79, em conjunto com hélices de quatro pás, possuem 80% de probabilidade que o primeiro harmônico da flutuação de torque será de 6.5% do torque médio. Além disso, o primeiro harmônico das flutuações de empuxo representa 10% do empuxo médio. Para hélices de cinco pás, estas percentagens são de 1.5 e 2%, respectivamente. Desvios maiores que 2% não ocorreram em nenhum modelo testado. *Van Manen* também observou que navios com a popa em terminação fina, tais como navios de guerra, podem ter flutuações substancialmente maiores.

As forças instáveis nas pás do hélice e a possível ocorrência de cavitação também provocam flutuações de pressões sobre o casco do navio. Esse problema pode ser mais grave do que as flutuações de forças sobre o eixo do hélice e seus rolamentos. Para um melhor

detalhamento, pode ser observada o trabalho de *Van Oossanen, et al* (1972).

Naturalmente, alguém poderia querer saber o campo de esteira detalhado, uma vez que o plano de linhas foi estabelecido, ou pelo menos, a amplitude do harmônico diferente, uma vez que os elementos principais do navio tenham sido determinados. Também com esse conhecimento, os projetistas poderiam fazer alterações na forma do casco para atender a certos requisitos.

Grandes esforços têm sido realizados no sentido da solução das equações de movimento de um fluido viscoso turbulento, para determinar teoricamente a distribuição esperada da esteira. Os problemas numéricos encontrados e o tempo necessário de computação tornam proibitiva uma solução adequada do problema. Um resumo das atividades atuais e da literatura de referência relevante é feita no relatório da Comissão de Resistência (*Resistance Comittee*) da ITTC (1984).

Experimentalmente diversos autores tentaram correlacionar a forma do casco com a distribuição da esteira. *Van Gent, et al* (1973) realizou uma análise semelhante à de *Hadler*, do campo de esteira para grandes navios-tanque, com coeficientes de bloco entre 0.82 e 0.85. Resultados para os harmônicos mais baixos para cinco navios-tanque, com a abertura do eixo fechada, apresentaram uma melhor concordância mútua, em comparação aos seis modelos restantes com eixo aberto. No entanto, nenhuma tendência específica com parâmetros de forma do casco pode ser observada.

Van Gent, et al (1973) realizaram uma análise semelhante para seis navios de contêineres de terceira geração com dois eixos. A dispersão dos resultados foram maiores neste caso, por causa dos diferentes eixos e arranjos dos suportes. *Harvald* (1980) realizou medições de esteira em um navio mercante de um eixo com diferentes formas do corpo à ré, para condições de pouca carga. De acordo com os resultados anteriores, encontrou apenas uma pequena influência da velocidade. A influência do trim foi considerada pequena, para o mesmo calado na perpendicular à ré. Alterar o calado à ré teve um efeito pronunciado sobre a distribuição e esteira, principalmente na região superior do disco do hélice.

Harvald mostrou que a mudança do corpo à ré, por meio da introdução de um bulbo de popa, removendo o pé da roda de proa (*deadwood*) e aumentando a abertura acima do eixo do

hélice, pode gerar um campo de esteira muito melhor; Figura 19. Também mencionou o possível uso de protetores acima do hélice, um conceito que também tem sido considerado por *Hylarides* (1978). A aplicação de um túnel de popa parcial mostrou-se favorável em um cargueiro (contêineres) e em uma draga, embora sua aplicação ao navios da transportadora *Great Lakes* não levou a melhorias significativas, em relação ao efetivo campo de esteira, o túnel também provou ser um pouco melhor.

Uma comparação interessante entre os campos de esteira é apresentada na publicação de *Jonk, et al* (1980), que realizaram investigações sobre a distribuição de esteiras sobre formas simples de casco. O modelo básico utilizado representava um cargueiro de 455.000 toneladas de arqueação bruta. As simplificações da forma do casco foram feitas passo a passo, e as mudanças decorrentes do desempenho propulsivo e distribuição de esteira foram medidas.

Holden, et al (1980), apresentaram uma abordagem do estágio inicial de concepção de projeto para redução das forças de pressão sobre o casco causadas pela cavitação do hélice. Para este fim, procedeu-se a uma análise estatística do campo de distribuição de esteira para 20 navios de forma delgada em formato de V, e 49 navios de formas mais cheias. Em ambos os casos, os elementos principais locais e características de forma foram utilizadas como parâmetros de independentes.

Variando-se sistematicamente os parâmetros de forma do casco, *Holden, et al* (1980) foram capazes de indicar os requisitos para esteiras com baixos valores de pico:

- a) Grandes ângulos e terminações brutas de linha d'água devem ser evitados.
- b) O cadaste inferior meio moldado deve ser inferior a $0.05 D$ para linhas d'água situadas na faixa de $0.2 - 0.6 D$ acima do eixo da hélice.
- c) O ângulo máximo da linha de água com relação ao eixo longitudinal do navio deve ser mantido abaixo de 30° . Para os navios mais cheios, valem as seguintes recomendações:
- d) O coeficiente de área A/BT do quadro situado em $0.1 Lpp$, à vante de AP deve estar na faixa de $0.3 - 0.6$.
- e) O ângulo em relação à vertical do quadro situado em $0.1 Lpp$, à vante de AP na linha d'água através do eixo do hélice deve ser menor que 17° . Isto significa que

os quadros devem ser em forma de “U” nesta região.

f) O gradiente vertical da tangente dos ângulos da linha d'água no quadro a 0.1 Lpp, à vante de AP, deverá estar entre 0.25 e 0.46. O gradiente vertical deve ser determinado na linha de água através do eixo do hélice.

g) O valor do gradiente vertical, acima mencionado, deve ser superior a 0.05.

Isso significa que o ângulo de linha d'água deve aumentar com o aumento da altura acima do centro do eixo.

Para os navios em forma de V, Holden, et al (1980) dão lagunas recomendações gerais adicionais.

Com relação às medidas do campo de esteira eficaz, o trabalho de *Hoekstra* (1977), pode ser mencionado. Ele aplicou um difusor para simular a ação do hélice. Variando o comprimento do difusor, em um ângulo do difusor constante, foi obtida uma simulação da variação de carga do hélice. As medidas das velocidades axial e transversal de um navio-tanque com bulbo de popa mostrou que com o aumento da carga da hélice:

- a) O vórtice da quilha de balanço se desloca radialmente em direção ao eixo do hélice e para baixo.
- b) a força do vórtice da quilha de balanço aumenta.
- c) o pico de esteira associado ao centro do vórtice da quilha de balanço é reduzido.
- d) a fração de esteira diminui.

4.3 Razão real e aparente de deslizamento

A razão real de deslizamento foi definida como

$$S_R = 1 - \frac{V_A}{P_n}$$

Para o eixo trabalhando à ré do casco, outra razão de deslizamento pode ser calculada usando a velocidade V do navio velocidade, em vez da velocidade de avanço do hélice. Esta é a chamada relação de deslizamento aparente, S_A , dada por

$$S_R = 1 - \frac{V}{P_n}$$

A razão de deslizamento real é o único guia para o desempenho real do navio e requer o conhecimento da fração de esteira efetiva. No entanto, a razão aparente de deslizamento, que necessita apenas dos valores da velocidade do navio, rotações e passo do hélice para o seu cálculo, é muitas vezes registrada no diário de bordo

4.3.1 Eficiência Rotativa Relativa

O hélice em água aberta, com uma velocidade de influx uniforme, a uma velocidade de avanço V_A , tem uma *eficiência de água aberta* dada por (33)

$$\eta_0 = \frac{TV_A}{2\pi n Q_0}$$

onde Q_0 é o torque medido em água aberta quando o hélice está fornecendo o empuxo T a n rotações.

À ré do casco, para a mesma velocidade de avanço efetiva V_A , o empuxo T e as rotações n poderão ser associadas com um valor de torque diferente Q , e a *eficiência à ré do casco* será (34)

$$\eta_B = \frac{TV_A}{2\pi n Q}$$

A razão entre as eficiências à ré do casco e em água aberta, sob estas condições é chamada de *eficiência rotativa relativa*, sendo dada por (35)

$$\eta_B = \frac{\eta_B}{\eta_0} = \frac{Q_0}{Q}$$

A diferença de torque **à ré** e em **água aberta** é devida a dois motivos principais: por causa da heterogeneidade da esteira à ré do modelo, as condições de escoamento ao longo de uma dada seção da pá do hélice, enquanto gira, são muito diferentes daquelas em água aberto, de modo que a eficiência de determinado elemento de pá não será necessariamente a mesma, e as quantidades relativas de fluxo laminar e turbulento nas pás do hélice podem ser diferentes nos dois casos, sendo que a turbulência na água à ré do casco é maior do que em águas abertas.

O valor da eficiência rotativa relativa não diverge muito da unidade, ficando em torno de 0.95 – 1.0 para a maioria dos navios de dois eixos, e entre 1.0 e 1.1, para navios de um eixo.

4.3.2 Aumento da Dedução de Resistência e Empuxo

Quando o casco é rebocado, há uma área de alta pressão sobre a popa, que tem uma componente resultante para a vante, reduzindo a resistência total. Com um casco de auto propulsado, no entanto, a pressão sobre esta área é reduzida pela ação do hélice, para acelerar a água que flui sobre o mesmo. Desta forma, a componente resultante para a vante é reduzida, a resistência é maior, e assim, também o empuxo necessário para impulsionar o modelo ou navio deverá ser maior.

Pode ser encontrado nos trabalhos de modelo, onde as medidas necessárias possam ser feitas, que, se a resistência de um casco quando rebocado é R_T , o empuxo necessário para impulsionar o modelo na mesma velocidade V é superior a R_T e este aumento é chamado de **Aumento de Resistência**, expresso pela razão do aumento de empuxo pela resistência, de modo que (36)

$$a = \frac{T - R_T}{R_T} = \frac{T}{R_T} - 1$$

ou

$$T = (1 + a)R_T$$

a é chamado de **fração de aumento de resistência**, e $(1 + a)$, é denominado **fator de aumento de resistência**.

Apesar de ver o problema do ponto de vista da resistência é o mais lógico, a prática comum é considerar este aumento da resistência como uma dedução do empuxo disponível no hélice, de modo que, embora o eixo proporciona um empuxo de T toneladas, digamos, somente R_T toneladas estão disponíveis para superar a resistência. Esta “perda de empuxo” ($T - R_T$), expressa como uma fração do empuxo T , é chamada de **fração dedução de empuxo**, t , onde (37)

$$t = \frac{T - R_T}{T} = 1 - \frac{R_T}{T}$$

ou

$$R_T = (1 - t)T$$

A expressão $(1 - t)$ é o *fator de dedução de empuxo*.

É uma prática comum inserir lemes e outros apêndices de popa nos modelos de testes de auto propulsão, e isto introduz alguns problemas na interpretação de t . É usual considerar R_T como sendo a resistência de casco nu, sem apêndices, mas T tem que superar não só a resistência aumentada $R_T(1 + a)$, mas também a resistência do leme e outros apêndices. Assim, o valor de t encontrado a partir dos experimentos dependerá não apenas da forma do casco e das características do hélice e dos demais arranjos, como representado pelo aumento a , mas também sobre do tipo de leme, e assim por diante.

Como exemplo, um modelo representando um navio de carga de 121,9 m (400 pés), com propulsão própria e sem leme e demais apêndices de popa (Todd, 1934). O valor de t encontrado foi 0.2, e isto deveu-se essencialmente ao aumento dos efeitos da resistência sobre o casco. Com uma placa de leme e um cadaste à ré do casco, t aumentou para 0.29, o que representa uma considerável perda de eficiência da propulsão. Quando o lado anterior do cadaste foi carenado em forma de barbatana, t caiu para 0.24, mostrando que a maioria do ganho de eficiência foi devido à redução na resistência no cadaste. Finalmente o leme e o cadaste foram testados separadamente, e suas resistências medidas. Usando como a resistência no cálculo de t a soma da resistência de casco nu e as resistências individuais dos apêndices, o valor de t inicial, em todos os casos, foi de 0.20, e as mudanças no rendimento da propulsão refletiram exatamente as alterações da resistência total. Portanto, ao usar dados publicados da *fração de dedução de empuxo*, para fins de projeto, é mais importante conhecer as condições exatas do modelo para o qual foram obtidos esses dados.

4.4 Eficiência do casco

O trabalho realizado para mover um navio a uma velocidade V , contra uma resistência R_T é proporcional ao produto $R_T V$, ou à potência efetiva P_E .

O trabalho realizado pelo hélice para a geração de um empuxo T , a uma velocidade de

avanço V_A , é proporcional ao produto TV_A , ou a potência de empuxo P_T .

A relação entre o trabalho realizado sobre o navio, por aquele realizado pelo eixo é chamada de *eficiência do casco*, η_H , de modo que

$$\eta_H = \frac{P_E}{P_T} = \frac{R_T V}{TV_A}$$

ou (38)

$$\eta_H = \frac{1 - t}{1 - w}$$

em notação de Taylor

e

$$\eta_H = \frac{1 + w_F}{1 + a} = (1 + w_F)(1 - t)$$

em notação de Froude, a partir das Equações (25, 26, 36, 37).

4.5 Eficiência propulsive

Na Equação (1) o *coeficiente quasi-propulsivo* é definido como

$$\eta_D = \frac{\text{potência efetiva}}{\text{potência fornecida}} = \frac{P_E}{P_D}$$

Sendo R_T e T dados em kN , e velocidade em m/s

$$P_E = R_T V$$

$$P_D = \frac{TV_A}{\eta_B}$$

A partir da Equação (34), tem-se

$$\eta_D = \frac{R_T V}{TV_A} X \eta_B$$

A partir dos relacionamentos, já discutidos, a eficiência propulsive pode ser expressa

na forma (39)

$$\eta_D = \frac{(1-t)}{(1-w)} \eta_B = \frac{(1-t)\eta_B}{(1-w)\eta_D} \eta_0 = \frac{(1-t)}{(1-w)} \eta_R \eta_0 = \eta_H \eta_R \eta_0$$

Ou eficiência quasi-propulsiva é igual a eficiência do casco vezes a eficiência rotativa relativa vezes a eficiência do hélice em água aberta.

Em notação de Froude:

$$\eta_D = \frac{(1-w_F)}{(1-a)} \eta_R \eta_0 = (1+w_F)(1-t)\eta_R \eta_0$$

A divisão do coeficiente quase-propulsivo em fatores, desta forma, é de grande auxílio, tanto na compreensão do problema da propulsão, quanto no estabelecimento de estimativas de eficiência de propulsão para fins de projeto.

5. GEOMETRIA DO PROPULSOR DE PASSO FIXO

5.1 Características gerais

As características gerais dos hélices de eixo foram discutidas brevemente na seção 3.5, e um projeto típico, com definições de certos termos, é apresentado na Figura 13. Para ser capaz de projetar um hélice é necessário aprofundar um pouco mais em sua geometria.

O projeto de um hélice de eixo, quase invariavelmente, começa com uma superfície helicoidal, que forma a face da pá, ou serve como um sistema (*frame*) de referência, a partir do qual, são medidos os deslocamentos (*offsets*) que descrevem o pá. Essa superfície helicoidal pode ser verdadeira, ou, geralmente, uma superfície helicoidal deformada, tendo as propriedades a serem descritas.

Como indicado na seção 3.5, uma superfície helicoidal é a superfície varrida por uma linha reta AB, Figura 12, onde o extremo A, avança a velocidade uniforme ao longo de um eixo OO', enquanto a própria linha gira sobre o ponto A com uma velocidade angular uniforme em radianos na unidade de tempo. As curvas espaciais descritas pelos vários pontos da linha reta geradora AB são denominadas *hélices*. Estas hélices localizam-se sobre as superfícies dos cilindros coaxiais com o eixo OO', e todos têm o mesmo avanço, a cada rotação, ou seja, o mesmo passo (*pitch*) *P*. Portanto, a superfície helicoidal verdadeira pode ser definida como uma superfície de dupla curvatura, onde cada elemento de linha é uma hélice de passo constante.

Se os elementos de linha helicoidal têm diferentes passos, ou se a linha radial AB é curva, uma superfície mais geral é obtida, que não pode ser descrita matematicamente, dando a forma da linha de referência radial, e os passos dos vários hélices em diferentes distâncias a partir do eixo de rotação OO'. Esta superfície geral, quando usada como uma base (*frame*) de referência, permite-nos descrever qualquer tipo de hélice de eixo para emprego prático, sendo chamada de superfície de passo do hélice, e os elementos de linha, que são hélices verdadeiros, são denominados linhas de passo (*pitch lines*).

5.2 Geometria da curva helix

O movimento do ponto sobre a superfície cilíndrica pode ser expresso na forma

matemática, usando as coordenadas retangulares x , y e z , onde o eixo dos x coincide com OO' , o eixo de rotação, Figura 23.

Se um cilindro de raio r é desenrolado para formar uma superfície plana, o hélice será representado por uma linha reta (AM), onde o ângulo de passo Φ é dado por

$$\tan \phi = \frac{P}{2\pi r}$$

Se o ângulo θ e o tempo t são medidos desde o instante no qual a linha geradora r está na posição vertical, então $\theta = \omega t$. O passo P é a distância que r avança enquanto faz uma rotação completa, ou seja, quando θ é alterado de 2π . Para qualquer outro valor de θ , r irá avançar uma distância igual a $P\theta/2\pi$, medida ao longo do eixo x (OO').

Por conseguinte, as coordenadas de ponto sobre o hélice são dadas por:

$$x = P\theta/2\pi$$

$$y = r \sin \theta$$

$$z = r \cos \theta$$

O comprimento expandido (*expanded length*) de uma porção de hélice, por exemplo ac na Figura 23, pode ser encontrado através do desenvolvimento do cilindro em uma superfície plana, como na Figura 14. O triângulo abc da Figura 23 terá os lados

$$ab = r\theta$$

$$bc = P\theta/2\pi$$

O ângulo bac , igual ao ângulo de passo ϕ . O lado ac será dado por

$$(ac)^2 = (ab)^2 + (bc)^2$$

$$= r^2\theta^2 + \frac{P^2\theta^2}{4\pi^2}$$

$$= \frac{\theta^2}{4\pi^2} (4\pi^2 r^2 + P^2)$$

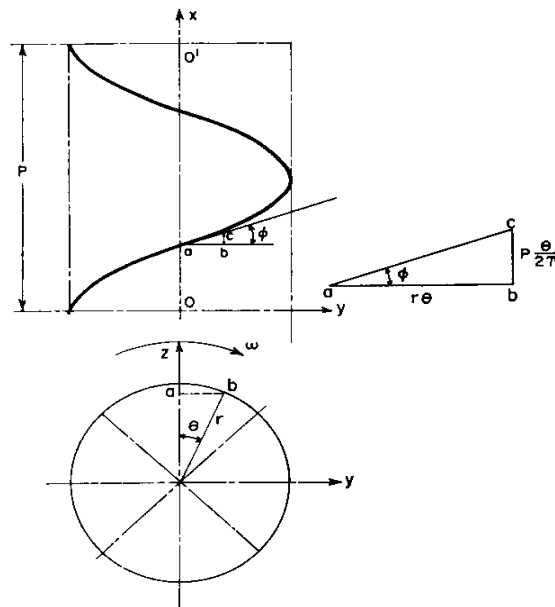
Ou

$$ac = \frac{\theta}{2\pi} (4\pi^2 r^2 + p^2)^{1/2}$$

Também pode ser demonstrado que o raio de curvatura da hélice é dado por

$$R_n = \frac{r}{\cos^2 \phi}$$

Figura 23: Geometria do hélice



Fonte: Principles of Naval Architecture, second revision, volume II – Resistance, Propulsion and Vibration.

5.3 Desenho do hélice

O desenho de um hélice, normalmente, consiste em quatro partes, ilustradas na Figura 7. Estas partes apresentam, respectivamente, a elevação lateral do hélice (a) (*SIDE ELEVATION*), contorno expandido da pá (*EXPANDED BLADE*) com detalhes das formas das seções (b), a distribuição de passo (*PITCH DIAGRAM*) das seções, caso não seja uniforme (c) e exibir uma visão transversal (*TRANSVERSE VIEW*) (d).

Para simplificar, vamos assumir primeiramente que o hélice possui seções de faces planas. A escolha do contorno da pá vai depender de uma série de requisitos de projeto, que vamos supor já terem sido definidos, neste momento.

A elevação lateral (*Side Elevation*) apresenta o *rake* do hélice (o declive proa-popa da linha geradora), e uma seção hipotética representando a variação da espessura máxima da pá,

desde a ponta até a raiz. Mostra também o contorno projetado da forma da pá sobre a linha de centro do plano longitudinal.

As formas das seções são apresentadas na visualização (b), com todas as suas faces de passo desenhadas paralelamente à linha de base, e com seus raios corretos, medidos a partir do eixo. Estas são secções cilíndricas, com a espessura medida paralelamente ao eixo, e não perpendicular à face. As formas das seções são mostradas por meio das dimensões necessárias, dando a espessura a várias distâncias ao longo da corda, espessura de borda, raios de borda e outros detalhes. O contorno da pá desenhado no modo de exibição (b) da Figura 24 é chamado de contorno expandido da pá (*EXPANDED OUTLINE*).

Figura 24: Desenho do propulsor

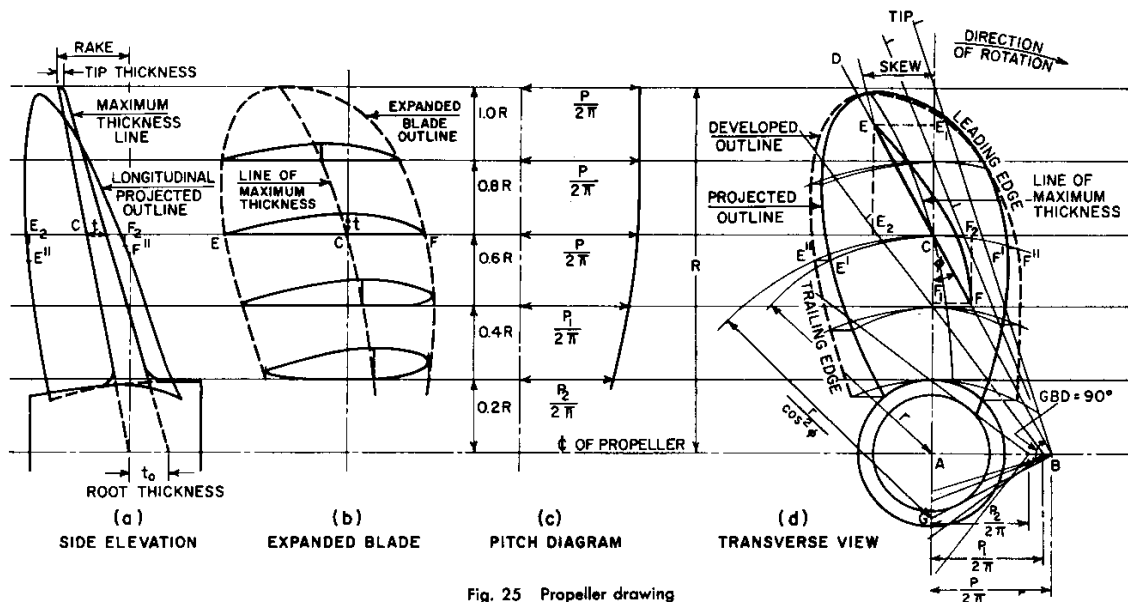


Fig. 25 Propeller drawing

Fonte: Principles of Naval Architecture, second revision, volume II – Resistance, Propulsion and Vibration.

A linha de passo (PITCH LINE), da visão (c), representa a variação de passo em função do raio, tomado a partir do eixo. No exemplo mostrado, o passo é constante nas partes mais externas da pá, reduzido próximo a raiz. Esta é uma prática comum em hélices de navios mercantes de um eixo.

Na visão transversal (d) são apresentadas a projeção transversal (*TRANSVERSE PROJECTION*) e o contorno desenvolvido da pá (*DEVELOPED OUTLINE*), a linha de espessura máxima das seções e a *skew* total. O contorno desenvolvido é desenhado a partir das

bordas da pá, quando as larguras das pás são estabelecidas em torno de arcos helicoidais, conforme mostrado na visão (d).

Considere uma seção no raio r , onde o passo é igual a P . Se AB é definida igual a $P/2\pi$, e é traçada a linha BCD , o ângulo ACB é o ângulo de passo ϕ , e BCD é a linha de passo da face para essa seção. A projeção transversal da seção EF será E_1CF_1 , e se um arco de círculo de raio r é desenhado com centro em A , e $CE^1 (=CE_1)$ e $CF^1 (=CF_1)$ são medidos em torno desse arco a partir de C , E^1 e F^1 serão pontos sobre o contorno transversal projetado da pá.

Da mesma forma, a projeção longitudinal da seção sobre o plano da linha central será E_2CF_2 . Se os offsets CE_2 e CF_2 são definidos conforme a exibição (a), e, em seguida, os pontos E_2 e F_2 são baixados até o mesmo nível de E^1 e F^1 , na visão (d), E^{11} e F^{11} serão pontos sobre o contorno longitudinal projetado.

Desta forma podem ser desenhados todos os contornos transversais e longitudinais projetados.

A posição de máxima espessura das seções pode ser definida ao longo de cada linha radial, e o lugar geométrico da espessura máxima desenhado na visão (d). Uma vez que esta linha não está sobre o plano longitudinal de linha central, não existe nenhum plano de seção através da pá nessa posição, razão pela qual, a linha de espessura da linha na visão (a) é tida como hipotética.

O contorno desenvolvido não é tão fácil de desenhar, mas na maioria dos casos é suficiente expandir a seção ao longo de um arco de círculo que tem um raio igual ao raio de curvatura do hélice no ponto C . Se BG é traçada perpendicularmente a BC , então $CG = r/\cos^2 \phi$, que é o raio de curvatura do hélice do ponto C , tendo um raio r e passo P .

Assim, se CE e CF são definidos a partir de C em todo o arco de círculo que toca em G com raio GC , os pontos resultantes E^{11} e F^{11} serão pontos no contorno desenvolvido da pá. Este tipo de construção é muito próxima do correto para pás estreitas e de largura média, mas não é tão precisa para pás mais largas.

Quando as seções são definidas conforme a apresentação (b), com as linhas de passo todas paralelas ao eixo, as pontas das seções podem ser unidas para formar ainda outro contorno, chamado de contorno expandido da pá (*EXPANDED OUTLINE*).

Se as seções não possuem face plana e a parte de trás (*back*) circular, mas são na forma de aerofólio, com nariz e cauda (*tail*) suspensas (*lifted*) a partir da face de passo, contornos transversais e desenvolvidos um pouco diferente serão obtidos para a mesma largura total de corda, como mostrado na Figura 25.

As características dos hélices são usualmente expressas sob a forma de razões não dimensionais, sendo as mais comumente usadas:

$$\text{Pitch ratio } PR = \frac{\text{propeller pitch}}{\text{propeller diameter}} = \frac{P}{D}$$

$$\text{Disk area } A_0 = \frac{\pi}{4} D^2$$

$$\text{Expanded - area ratio} = \frac{A_E}{A_0} = \frac{\text{expanded area of all blades, outside hub}}{\text{disk area}}$$

$$\text{Developed - area ratio} = \frac{A_D}{A_0} = \frac{\text{developed area of all blades, outside hub}}{\text{disk area}}$$

$$\text{Projected - area ratio} = \frac{A_P}{A_0} = \frac{\text{projected area of all blades, outside hub}}{\text{disk area}}$$

Mean width ratio

$$= \frac{\text{mean developed or expanded width of one blade}}{\text{diameter}}$$

$$= \frac{\text{area of one blade outside hub/length of blade outside hub}}{\text{diameter}}$$

$$\text{Blade - width ratio} = \frac{\text{maximum width of blade}}{\text{diameter}}$$

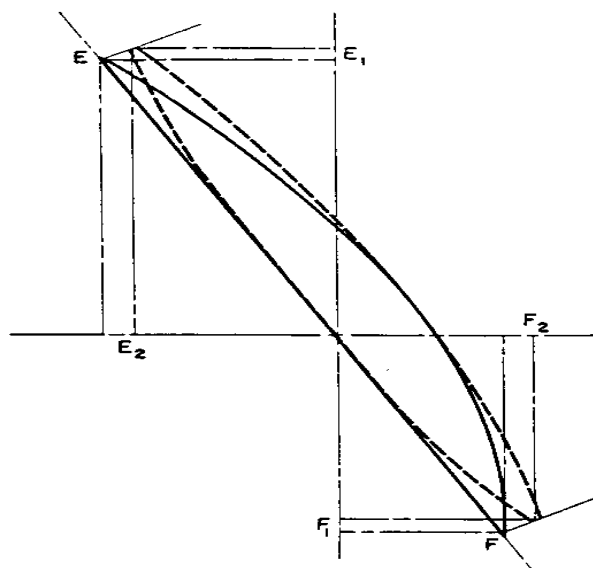
$$\text{Blade – thickness fraction} = \frac{\text{maximum blade thickness produced to shaft axis}}{\text{diameter}}$$

$$= \frac{t_0}{D}$$

5.4 Detalhe de construção dos hélices marítimos

Durante muitos anos os hélices marítimos eram produzidos com três ou quatro pás, sendo este último quase um padrão universal em navios de um eixo. Testes com modelos indicaram que tais hélices eram susceptíveis de ser mais eficientes. Qualquer aumento do número de pás gerariam efeitos de interferência entre as pás próximas do boço (*hub*), e uma consequente perda de eficiência. Também manter constante a área expandida, faria com que um aumento do número de pás aumentasse a razão de aspecto das pás, que teriam um menor comprimento de corda. A razão sustentação/arrasto (*lift-to-drag*) da seção irá diminuir, também porque as pás terão uma espessura relativamente maior, para satisfazer os requisitos impostos. A razão de aspecto mais elevada não terá praticamente nenhum efeito benéfico se o caimento (*camber*) e a distribuição de passo puderem ser otimizados. Por outro lado, o aumento do número de pás resultará em maior eficiência se as pás, isoladamente, tiverem a mesma razão sustentação/arrasto. Este efeito, no entanto, é mais do que equilibrado pela reduzida eficiência da pá.

Figura 25: Efeito da forma da seção da pá na projeção do contorno externo da pá



Com o aumento contínuo das velocidades e da potência dos navios, especialmente dos navios de um eixo, tornou-se necessário aumentar a área de pá para retardar a ocorrência da cavitação. Para evitar pás excessivamente grandes, o aumento do número de pás foi uma alternativa viável. O mesmo aumento de potência, e do empuxo desenvolvido por cada pá, também provocou o aumento das forças periódicas transmitidas do hélice para o casco, tanto através da água por meio dos efeitos de pressão, como pelos rolamentos do eixo. Como resultado, intensificaram-se os problemas de vibração do casco. Estas forças do hélice são predominantemente oriundas da frequência da pá. Um aumento no número de pás não só reduz o empuxo por pá, reduzindo a intensidade das forças perturbadoras, mas também aumenta a sua frequência. Este fato, em certos casos, pode ser utilizado para evitar condições de ressonância e a vibração forçada será menor em função do aumento do amortecimento interno da estrutura do casco a altas frequências. Por tais razões, muitos navios estão agora equipados com hélices de 5, 6 ou mais pás, e verificou-se que por meio de projetos cuidados, que estes tipos de hélices perdem apenas na eficiência, se for o caso.

As lâminas podem ser tanto moldadas junto ao boço, em uma peça única, ou fabricadas separadamente e soldadas ao boço posteriormente. Estes dois tipos são denominados: hélices sólidos e montados (*built-up*), respectivamente. Os hélices *built-up* têm vantagens que as pás podem ser substituídas facilmente em caso de avarias, e que pequenos ajustes de passo podem ser feitos, girando-se as pás no boço. Suas desvantagens, em comparação com hélices sólidos, são o maior custo, maior peso e uma menor eficiência por causa do maior boço.

O boço é, geralmente, cilíndrico ou cônico no contorno, com diâmetros que variam de $0.15D$ a $0.25D$. É perfurado para se ajustar à conicidade do eixo propulsor, e geralmente, é preso ao eixo por um ou mais pinos com porcas, e coberto por uma proteção ou capa hidrodinâmica.

As razões de passo usadas para hélices marítimos variam de 0.6, para hélices de alta carga, como aqueles dos rebocadores, até a 2.0 ou mais, na navios de alta velocidade barcos. A distribuição radial de passo em navios de dois eixos, por vezes, é constante, mas em navios de um eixo, onde a variação da esteira ao longo do disco é muito maior, com uma alta concentração sobre os raios interiores, o passo é muitas vezes reduzido no sentido do boço. Em hélices de alta carga, o passo também é, muitas vezes, reduzido no sentido da ponta, a fim

de diminuir a carga de empuxo nesta região, retardando o aparecimento, ou reduzindo a intensidade da cavitação de vórtice de ponta (*tip-vortex*).

As pás de hélice, geralmente, possuem um *rake* à ré, que aumenta o espaço entre a ponta do hélice e o casco, bossas, pés-de-galinha, e é geralmente benéfico para a eficiência e redução das forças periódicas que induzem a vibração no casco, que também é reduzida por meio de contornos de pá com maior *skew*, para que as bordas de ataque (*leading edge*) das pás entrem mais suavemente nas concentrações de esteira atrás do casco e dos apêndices. A área da pá depende muito da carga de empuxo, e as razões da área da pá desenvolvida variam de 0.35 até valores de uma unidade, em navios de alta velocidade.

Uma vez escolhida a área e a forma do contorno da pá, para um determinado projeto, a espessura das seções deve ser tal que possa oferecer a resistência adequada. A eficiência hidrodinâmica da pá de um hélice depende de sua razão de espessura, e, a partir deste ponto de vista, é desejável manter a espessura tão pequena quanto possível. A fim de retardar o surgimento de determinados tipos de cavitação, contudo, uma maior espessura da pá é benéfica. Estes requisitos conflitantes têm resultado em projetos de pás não são tão finas quanto há alguns anos.

Os materiais dos hélices precisam ser leves, ter uma superfície lisa e uma alta resistência à erosão. Aqueles normalmente usados são o ferro fundido, aço fundido, bronze de manganês e diferentes variedades de ligas de manganês, níquel e alumínio. O bronze de manganês e as ligas permitem pás mais duras, de alto polimento e resistentes à erosão, capazes de obter e manter alta eficiência. Os hélices de ferro fundido são geralmente mais baratos, mas têm pouca resistência à tração, obrigando-os a ser muito mais espessos e, além disso, sofrem maiores corrosões em água salgada e têm uma baixa resistência à erosão por cavitação, reduzindo sua eficiência. São, principalmente, usados em rebocadores portuários, navios quebra-gelo e embarcações similares, porque eles tendem a quebrar e afundar rapidamente, ao colidir com um obstáculo, sem causar danos ao casco e máquinas.

O estresse de trabalho admissível para o ferro fundido é apenas metade do bronze de manganês, de modo que os hélices de ferro fundido são muito mais grossos e mais pesados. Por outro lado, o níquel-bronze-alumínio tem uma densidade consideravelmente mais baixa, possibilitando um maior estresse de trabalho, resultando em hélices mais finos, leves e de alta

eficiência. Este material também proporciona um acabamento mais liso à superfície e tem uma alta resistência à erosão por cavitação.

Uma vez que o comprimento da corda e a espessura das seções da pá são importantes parâmetros no projeto de hélice, e que a resistência das pás deve satisfazer às exigências das sociedades classificadoras, é necessário ser capaz de calcular a espessura mínima das pás em um estágio inicial no projeto. Muitos métodos foram desenvolvidos para fazer esses cálculos. No mais simples, a pá é tratada como um cantiléver, sendo que as forças de empuxo e torque totais agem em alguns pontos estimados sobre a pá, e a tensão (*stress*) em uma seção típica perto da raiz é calculada. Um refinamento deste método é substituir as cargas concentradas de empuxo e torque por um padrão de carga variando de raiz até a ponta, de acordo com os valores encontrados na teoria da circulação. Isso ainda ignora a variação de carga através da corda, que só podem ser consideradas em uma teoria mais sofisticada.

No caso de o navio mercante médio, um dos métodos mais simples é geralmente adequado, e para a incorporação nas normas da sociedade classificadora, o cálculo deve ser reduzido a uma fórmula relativamente simples, com coeficientes numéricos.

Schoenherr (1963) tratou em detalhes do problema da resistência da pá do hélice, levando em consideração os momentos de flexão (*bend moments*) devidos à carga hidrodinâmica, força centrífuga, *rake* e *skew*. Seu objetivo era “obter uma fórmula para a espessura mínima da pá necessária para garantir a resistência adequada para as condições normais de serviço.” Ele obteve tal fórmula para a espessura necessária em qualquer seção, que pode ser avaliada quando são conhecidas as condições de funcionamento, parâmetros e coeficientes da seção. As tabelas de funções foram fornecidas para auxiliar na realização do cálculo.

Esta fórmula foi ainda mais simplificada para atender às necessidades dos projetista de uma simples regra de trabalho:

a) A espessura t foi assumida como diminuindo linearmente da raiz para a ponta, uma vez que a análise demonstrou que quando t é calculado para uma seção perto da raiz (*hub*) e ocorre tal variação linear, a espessura em qualquer parte da pá é maior do que a necessária para manter um *stress* constante. Assim, só é necessário calcular a espessura t para a seção

mais fortemente tencionada.

- b) Foram considerados valores médios para a forma da pá e os parâmetros da seção.
- c) Foi tomado um ponto representativo da seção escolhida, na qual se deseja calcular o *stress*. Este foi o ponto da face da pá localizado na posição de espessura máxima, onde o *stress* é máximo e tensivo à operações para vante. Essas simplificações foram consideradas justificadas, considerando-se outros fatores desconhecidos do problema - ignorância do *locked-in stresses* e os efeitos dinâmicos de vibração da pá, movimento do navio em alto mar e reversões de emergência.

A *American Bureau of Shipping* adotou a fórmula simplificada de Schoenherr, escolhendo a resistência da seção típica de raio de 0.25. Os requisitos ligeiramente modificados, como aparecem nas regras atuais (*American Bureau of Shipping*, 1987) são dados abaixo.

- 1) ***Espessura da Pá.*** Onde as pás do hélice são de projeto padrão, a espessura das pás não será inferior a (53)

$$t = S(289 \sqrt{\frac{AH}{C_n CRN} \pm \frac{C_s BK}{C_n 4C}}$$

Onde t = espessura mínima da pá no raio de 0,25, em mm

H= potência do eixo em kW

\mathcal{R} = rpm na máxima taxa contínua

N= número de pás

K= rake do hélice, onde $K = 500D \tan \epsilon$,

D= diâmetro do hélice, em metros, ϵ = ângulo de rake

R= diâmetro do hélice

S= uma constante que dependente do valor de D, conforme:

$$D \leq 6.1m \quad 6.1 \leq D \leq 7.624 \quad D \geq 7.624m$$

$$S = 1.00 \quad S = \sqrt{(D + 24)/30.1} \quad S = 1.025$$

A é uma constante determinada pela distribuição de passo, sendo:

$$A = 1.0 + \frac{6}{P_{0.7}} + 4.3P_{0.25}$$

B é uma constante determinada pela seguinte formula

$$B = \frac{4300Wa}{N} X \left(\frac{R}{100} \right)^2 X \left(\frac{D}{20} \right)^3$$

C é uma constante determinada pela seguinte formula

$$C = (1 + 1.5P_{0.25})x(Wf - B)$$

onde

- $P_{0.25}$ é o passo no raio de 0.25 dividido pelo diâmetro do hélice
- $P_{0.7}$ é o passo no raio de 0.70 dividido pelo diâmetro do hélice
- w e f são constantes dos materiais dadas pela tabela 3.
- W = largura da pá no raio 0.25, em mm
- C_n e C_s são determinadas a partir de

$$C_n = \frac{I_0}{U_f WT^2}$$

$$C_s = \frac{a_s}{WT}$$

Na qual, a é a area da seção transversal da pá do hélice no raio 0.25, em mm^2

- I_0 é o momento de inércia da seção transversal da pá do hélice em relação a linha reta que passa pelo centro da área da seção reta e é paralela a linha de passo ou a linha nariz-cauda da seção, em mm^2 .
- U_f é a distância máxima do eixo em torno do qual I_0 é calculado nos pontos da face da seção da pá, em mm
- T é a esperrura máxima da seção perpendicular no raio 0.25, em mm.

- é a área expandida dividido pela área do disco.
Se C_η exceder 0.1, o valor 0.1 deve ser usado na fórmula t . Se o hélice tiver um *rake* à vante, deve-se usar o sinal negativo na fórmula, caso contrário, um sinal positivo.
- 2) Filetes na raiz da pá não devem ser considerados na determinação da espessura da pá.

Várias observações são feitas para o uso da fórmula sob determinadas condições de operação.

No decurso da análise, estão disponíveis dados para o cálculo detalhado do peso e momento polar de inércia de uma pá. O peso é importante sob o ponto de vista do custo, e ambos são necessários ao considerar problemas de vibração do eixo. *Schoenherr* fornece fórmulas aproximadas para ambos os itens, para cálculos rápidos ou verificações:

$$W = 1.982\tau\zeta\gamma R^3$$

$$I_p = 0.2745WR^2$$

onde

- W é o peso de todas as pás
- I_p é o momento polar de inércia de todas as pás
- τ é a fração de espessura da pá
- ζ é a razão de área da pá (para todo o hélice)
- γ é o peso específico do material da pá
- R é o raio da ponta do hélice

O peso e o momento de inércia do *hub* não estão incluídos. As unidades utilizadas devem ser coerentes.

Para os hélices de passo controlável, a *American Bureau of Shipping* adotou a seguinte fórmula (*American Bureau of Shipping*, 1987) (54)

$$t_{0.35} = 232 \sqrt{\frac{AH}{C_n CRN} \pm \left(\frac{C_s}{C_n}\right) \left(\frac{BK}{6.3C}\right)}$$

Onde $t_{0.35}$ é a espessura mínima da pá no raio 0.35, em mm

C_s é $a_s/(WT)$, para a seção transversal da pá do hélice no raio 0.35

C_n é $I_0/U_f WT^2$, para a seção cruzada no raio 0.35

e

$$A = 1.0 + \frac{6}{P_{0.7}} + 3P_{0.35}$$

$$B = \frac{490cwa}{N} \left(\frac{R}{100}\right)^2 \left(\frac{D}{20}\right)^3$$

$$C = (1 + 0.6P_{0.35})(Wf - B)$$

No qual $P_{0.35}$ é o passo no raio 0.35 dividido pelo diâmetro do hélice

W é a largura da pá no raio 0.35, em mm

Outras sociedades classificadoras adotaram outras fórmulas. Geralmente os resultados para a seção mínima da pá das várias fórmulas têm uma pequena diferença.

Tabela 3 Constantes dos materiais de construção dos propulsores

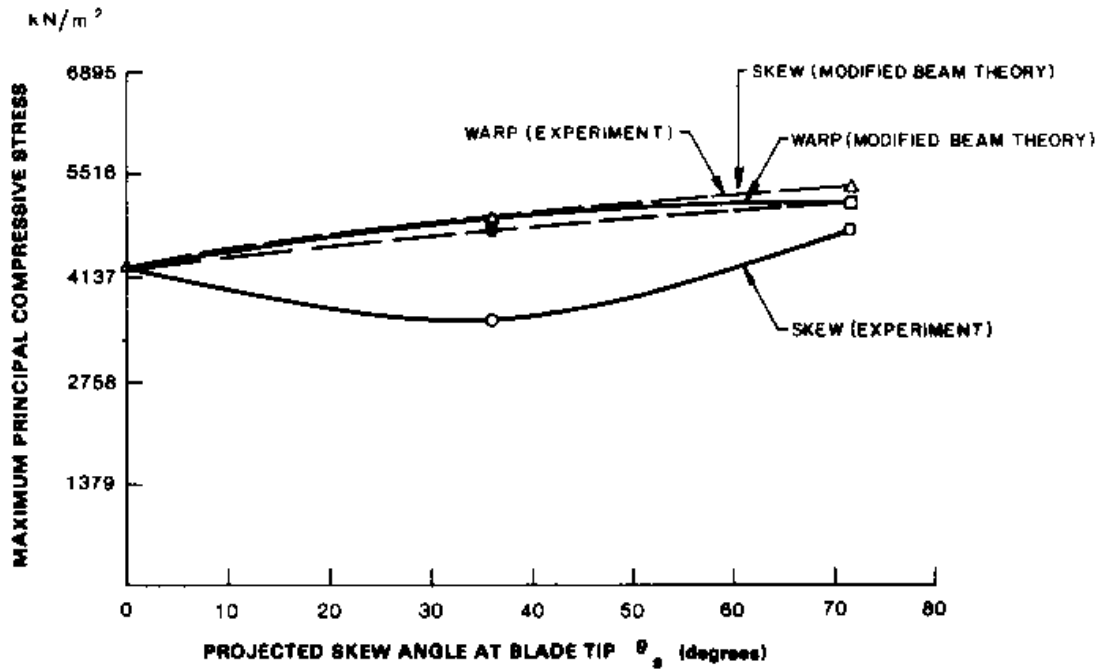
Materials	English units		SI units	
	<i>f</i>	<i>w</i>	<i>f</i>	<i>w</i>
Type 1 Manganese bronze.....	68	0.30	2.10	8.3
Type 2 Nickel-manganese bronze.....	73	0.29	2.13	8.0
Type 3 Nickel-aluminum bronze.....	85	0.27	2.62	7.5
Type 4 Manganese-nickel-aluminum bronze ...	85	0.27	2.37	7.5
Type 5 Cast Iron	25	0.26	0.77	7.2

Fonte: Principles of Naval Architecture, second revision, volume II – Resistance, Propulsion and Vibration.

Os fabricantes de hélice normalmente adotam espessuras maiores do que aquelas obtidas pelas fórmulas das sociedades classificadoras. Além de reduzir a sensibilidade da distribuição de pressão sobre as seções da pá ao ângulo de ataque, o que é importante para obter boas características contra a cavitação, os fabricantes, geralmente, visam aumentar a margem de segurança contra falhas estruturais.

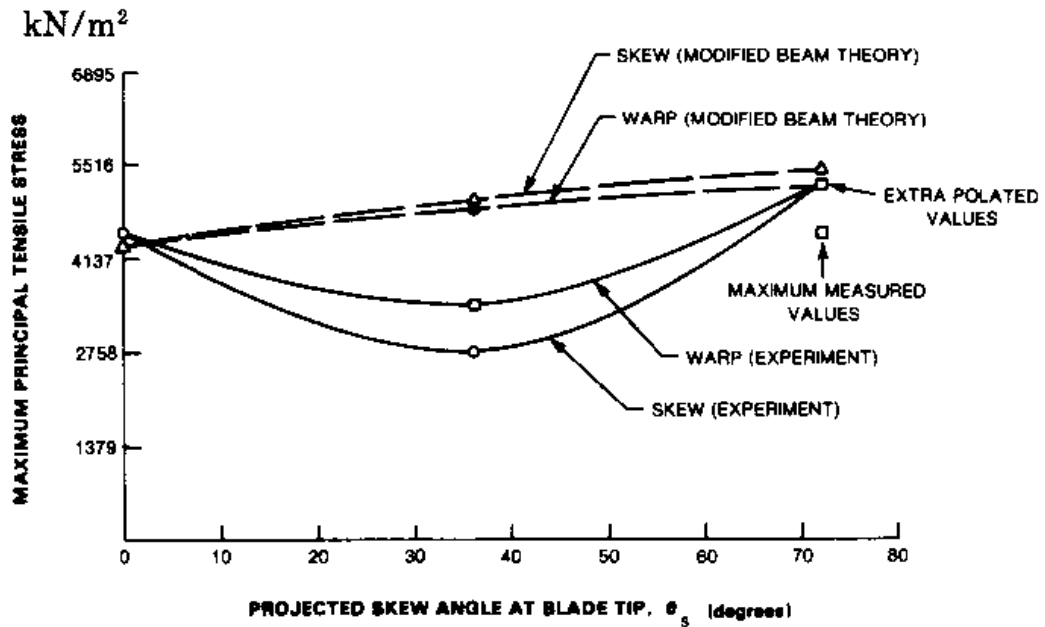
Para hélices de alto *skew* (ângulos de *skew* superiores a 40°) os cálculos de tensão (*stress*) com cantiléver podem resultar em hélices com uma resistência insuficiente. As fórmulas acima referidas também podem não ser válidas para estes hélices. *Cumming, et al.* (1972) discutiram os principais resultados das investigações para as tensões associadas com hélices de alto *skew*. *Boswell* (1969) descobriu que predições da teoria do feixe não forneceu o valor correto para a tensão máxima principal, nem a correta distribuição de *chordwise*. Suas medições foram tomadas em um hélice com 120° de *skew*. Para obter mais informações *Boswell, et al.* (1976) realizou medições de tensão para uma pá de hélices com diferentes ângulos de *skew*. Para todos os hélices, ele descobriu que a tensão máxima ocorre na metade do raio, contado a partir do *hub*. A 30% do raio, a tensão máxima principal está perto de meiacorda para o hélice sem *skew*, movendo-se para o bordo de fuga (*trailing edge*) com o aumento do ângulo de *skew*. A Figura 26 mostra a dependência da máxima tensão em relação ao ângulo de *skew*. Estes resultados são válidos para uma pressão do ar uniforme, e mostram apenas o efeito do *skew* sobre as tensões. As forças centrífugas não estão incluídas. Esta figura também apresenta os resultados de hélices com *skew* e *rake* (deformados *warped-hélices*).

Figura 26a: Estresse compressive (Boswell et al, 1976)



Fonte: Principles of Naval Architecture, second revision, volume II – Resistance, Propulsion and Vibration.

Figura 26b: Estresse principal máximo sobre carga uniforme de $6.89kN/m^2$



Fonte: Principles of Naval Architecture, second revision, volume II – Resistance, Propulsion and Vibration.

Além da carga média e tensão, as forças instáveis (*unsteady*) e os esforços associados

às tensões instáveis também podem ser significativos. Estes são produzidos pela operação do hélice no campo da esteira. As forças instáveis dependem do conteúdo harmônico do campo de esteira e da quantidade de *skew*. Outras contribuições para as forças instáveis podem ser causadas pela vibração do hélice. Em hélices convencionais, a frequência natural fundamental da pá, geralmente, é maior do que as frequências de excitação primárias. Para alto *skew* a frequência natural diminui significativamente (para um comprimento da corda e espessura constantes) (*Cumming, et al. 1972*). No entanto, para uma tensão constante, este efeito seria menor.

Boswell, et al. (1973) realizou medições de tensão sobre um hélice de duas pás com 60° de *skew*. A tensão máxima ocorreu próxima do bordo de fuga (*trailing edge*). Encontraram tensões consideravelmente mais baixas na operação com máquinas à ré, assumindo tensões iguais na face e no dorso do hélice. No entanto, foi observado que estes resultados poderiam mudar nas manobras de *crash stop*. O aumento dos níveis de tensão, neste caso, pode ser reforçado pela deformação elástica: a pá vai dobrar de tal forma que o passo efetivo aumenta, levando a uma carga ainda maior. Isto pode levar a um fenômeno chamado divergência estática, no qual a instabilidade provoca danos. As experiências de *Boswell, et al. (1973)* mostraram que um hélice é mais suscetível a esta instabilidade com o aumento de *skew*. No entanto, a ocorrência da instabilidade em si ainda não foi observada em hélices marítimos.

Luttmer, et al. (1984) executaram uma análise da influência do *skew* sobre as tensões em hélices em movimento à ré. Calcularam o desempenho em águas abertas para quatro hélices com ângulos de *skew* de 0°, 30°, 60° e 90°. Isso foi comparado com as medições. Assim, eles obtiveram uma concordância satisfatória com níveis de carga hidrodinâmica realistas. Em seguida, uma análise por elementos finitos do hélice foi realizada para a condição de movimento à ré, considerada representativa das condições esperada em uma situação de parada em emergência (*crash stop*). *Luttmer* definiu isocurvas de tensão, apresentadas na Figura 27. Estas curvas mostram, ao contrário da pesquisa mencionada anteriormente, tensões máximas na ponta (bordo de fuga para a condição normal de movimento à vante). Essas tensões aumentam drasticamente com o *skew*.

Requisitos especiais de resistência foram adotados pelas sociedades classificadoras para o hélice operar em águas cobertas de gelo.

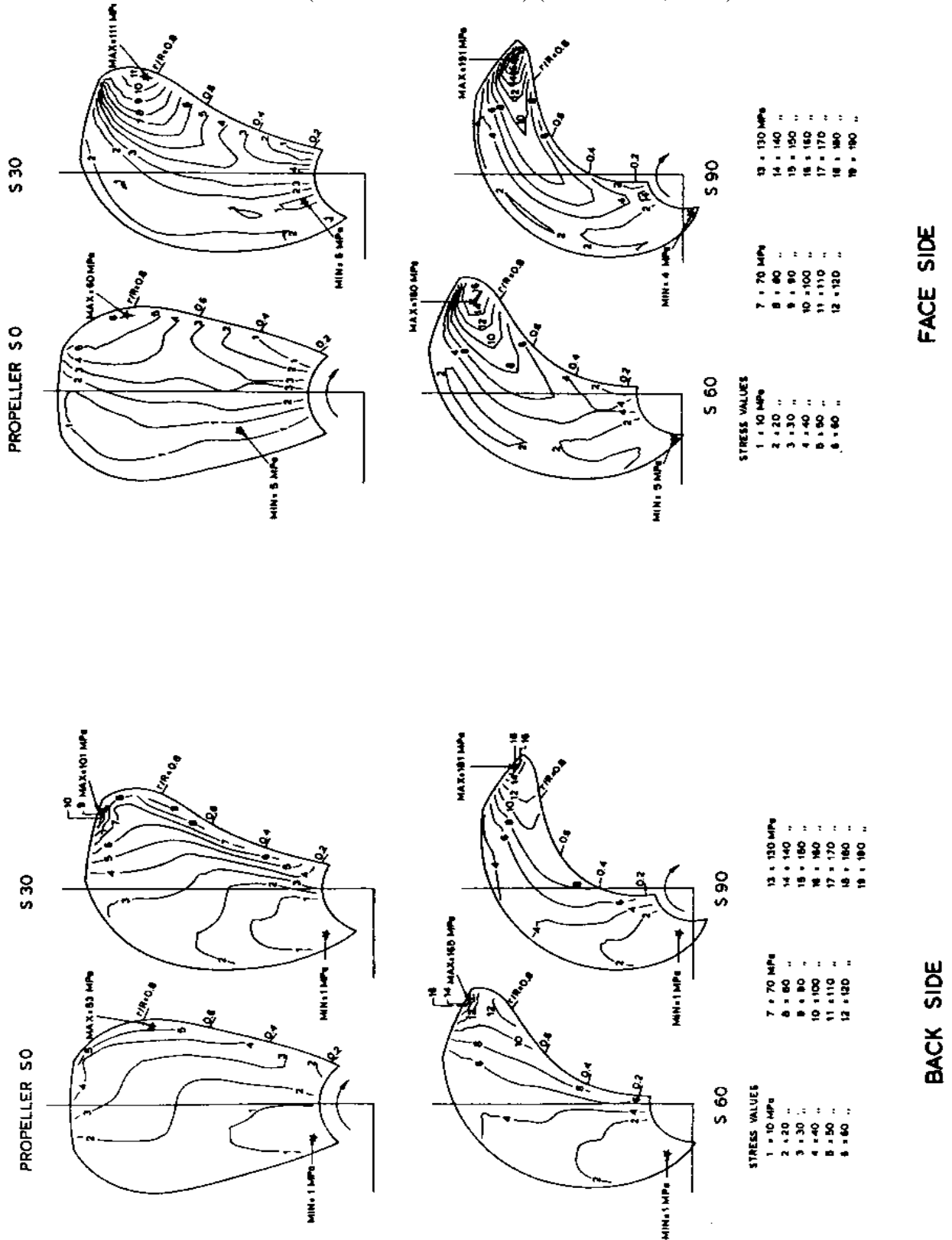
6. CAVITAÇÃO

6.1 A natureza da cavitação

A cavitação é um fenômeno que ocorre em hélices com alta carga onde, além de uma determinada rotação crítica, há uma ruptura progressiva no fluxo e uma consequente perda de empuxo. Em sua forma extrema, a cavitação pode impedir o navio de atingir uma velocidade desejada. Antes de ocorrer este estágio, porém, a cavitação manifesta-se por meio de ruídos, vibração e erosão das pás do hélice, pés-de-galinhas e lemes.

Inicialmente, estes problemas eram exclusividade de navios de alta velocidade, mas com o aumento de potência e das velocidades, o aspecto de erosão provocada pela cavitação tem se tornado cada vez mais importante, particularmente em navios de um único eixo e de alta potência. Em tais navios, há uma variação de esteira sobre o disco do hélice, que facilita a cavitação, sendo necessário dar especial atenção aos afastamentos dos hélices em relação ao casco, e aos efeitos de sobrecarga do hélice sob más condições meteorológicas ou quando o fundo do navio está sujo (*fouled*). Evitar a cavitação e a erosão tornou-se um requisito importante na concepção de quase todos os hélices, e é necessário considerar o problema da cavitação, antes de ir para os métodos de projeto do hélice.

Figura 27: isocurvas de tensão do Huber-Hencky-Von, calculado para condição de tração estática à ré (valores de escala real) (luttmer et al, 1984)



Fonte: Principles of Naval Architecture, second revision, volume II – Resistance, Propulsion and Vibration.

Uma das primeiras referências da cavitação em hélices marítimas foi feita por *Osborne Reynolds*, que em 1875 se referiu ao efeito da descarga dos hélices (*Newton, 1961*). O primeiro caso completamente registrado da ocorrência de cavitação em um navio é o do destróier britânico *Daring* em 1894 (*Barnaby, 1897*). Com dois hélices de três pás, durante testes de mar, o navio alcançou uma velocidade de apenas 24 nós, em vez dos 27 nós previstos. Quando os hélices foram substituídos por outro par com uma área de pá 45% maior, não só foram alcançados os 24 nós, com 17% a menos de potência, mas uma velocidade máxima de 29.25 nós, eliminando grande parte da vibração ocorrida anteriormente.

Na mesma época, *Sir Charles Parsons* estava construindo o *Turbinia*, para demonstrar sua invenção a turbina a vapor marítima. O navio operou pela primeira vez em 1894, com um único eixo dotado de um hélice de duas pás, com 0.752 m de diâmetro. Os resultados foram muito decepcionantes (*Burrill, 1951*). *Parsons*, então, verificou os testes do *Daring*, sugerindo que o empuxo limitado fornecido pelos hélices do navio (devido à formação de cavidades na água) era equivalente a uma pressão de 76,7 kN/m² (10,8 psi).

Substituiu, então, o único hélice por um conjunto de 3 hélices sobre o mesmo eixo, devidamente espaçados à vante e à ré uns dos outros, o que lhe deu rendeu uma melhoria considerável, obtendo uma velocidade de 19.75 nós. Finalmente, *Parsons* montou três eixos no *Turbinia*, cada um com um conjunto de 3 hélices, com um diâmetro de 0.457 m (18 polegadas), e uma razão *developed-blade/area* de 0.60. A velocidade obtida nos testes foi de 32.75 nós com 1475 kW (1976 hp), embora, posteriormente, tenham sido relatadas velocidades superiores a 34 nós.

Desde os primórdios, muito se aprendeu sobre as causas da cavitação e muitos critérios para estimar sua provável ocorrência têm sido propostas.

Para entender o mecanismo da cavitação, considere uma seção de pá ou aerofólio posicionado em um pequeno ângulo de ataque imersa em fluido não viscoso de fluxo bidimensional uniforme, Figura 28. Seja V_0 uma velocidade uniforme estável à vante da seção, e p_0 a pressão total correspondente.

Para uma determinada linha de fluxo AB, por exemplo, o teorema de Bernoulli fornece a seguinte relação

$$\frac{p_0}{w} + \frac{(V_0)^2}{2g} = \text{constante}$$

Ou

$$p_0 + \frac{1}{2}\rho(V_0)^2 = \text{constante}$$

Para qualquer ponto P, sobre a linha de fluxo, onde a pressão e a velocidade são p_1 e V_1 :

$$p_1 + \frac{1}{2}\rho(V_1)^2 = p_0 + \frac{1}{2}\rho(V_0)^2$$

E a mudança de pressão será:

$$\delta p = p_1 - p_0 = \frac{1}{2}\rho[V_0^2 - V_1^2]$$

Se V_1 é maior do que V_0 , ou seja, se o fluxo está acelerando, então p_1 é menor do que p_0 , a pressão é reduzida e δp é negativo, e vice-versa.

Em algum ponto S, próximo do nariz da seção, o fluxo se divide, e o fluido segue uma linha de fluxo desviada de 90°, perdendo toda a sua velocidade e quantidade de movimento na direção do movimento ao longo da linha de fluxo original. Assim, no ponto S, a velocidade V_1 é zero, e

$$\delta p = p_1 - p_0 = \frac{1}{2}\rho(V_0)^2$$

O aumento da pressão em S acima da pressão ambiente p_0 , é, portanto, $\frac{1}{2}\rho(V_0)^2$. S é chamado de ponto de estagnação, e a pressão dinâmica do fluido dada pelo símbolo S é:

$$q = \frac{1}{2}\rho(V_0)^2$$

O fluido acima da linha de fluxo dividida passa sobre a superfície superior ou traseira da pá com o aumento da velocidade, resultando em uma diminuição na pressão, enquanto que a porção de fluido que passa por baixo tem sua velocidade retardada, gerando uma maior pressão sobre a face da seção, Figura 28. É este efeito diferencial de pressão, que dá origem a força de sustentação na seção.

Em um ponto na parte de trás da pá onde a pressão e a velocidade são p_1 e V_1

$$\begin{aligned} p_1 &= p_0 + \frac{1}{2}\rho[(V_0)^2 - (V_1)^2] \\ &= p_0 + \delta p \end{aligned}$$

Então p_1 será igual a zero se

$$\delta p = -p_0$$

Como a água não pode suportar tensão, o fluxo irá quebrar (*break down*) neste ponto, formando bolhas e cavidades, resultando na cavitação. Na prática, esta situação irá acontecer um pouco antes, quando p_1 não cai a zero, mas é igual a pressão de vapor de água, p_v , onde a água começa a “ferver”, formando as cavidades. O critério será, então, dado por

$$p_v = p_0 + \delta p$$

Ou

$$\delta p = -(p_0 - p_v)$$

Dividindo pela pressão dinâmica $\frac{1}{2}\rho(V_0)^2$ ou q , a cavitação irá começar quando:

$$-\frac{\delta p}{q} \geq \frac{p_0 - p_v}{q}$$

A expressão

$$\frac{p_0 - p_v}{q} = \sigma$$

é chamada de número de cavitação.

Em qualquer caso, σ pode ser calculado. p_0 é a pressão estática total, igual à soma da pressão hidrostática mais a pressão atmosférica, p_v depende da temperatura e q depende da densidade do fluido e da velocidade do fluxo.

$\delta p/q$ é função da forma da seção em análise e do ângulo de ataque em relação ao

fluxo. Pode ser determinada para diferentes posições ao redor da seção, quer experimentalmente, quer por meio de cálculos. Uma distribuição típica é mostrada pela linha cheia na parte inferior da figura 28. Se for traçada uma linha sobre o diagrama para representar o valor de $(p_0 - p_v)/q$, pode-se verificar se a redução da pressão em qualquer ponto no dorso da seção é suficiente para causar a cavitação. Nas condições mostradas pela linha cheia, esta situação ainda não ocorreu. Se agora o ângulo de ataque aumenta, o valor do $\delta p/q$ vai aumentar, e em alguns ângulos, a redução da pressão máxima na parte de trás vai atingir o valor de $(p_0 - p_v)$, como mostra a curva de pressão pontilhada, resultando em cavitação.

Embora seja usual assumir que a cavitação ocorrerá quando a pressão cair ao valor da pressão de vapor de água, esta visão é demasiado otimista. A pressão de vapor da água destilada fresca é muito pequena, a 14°C (57°F), é de apenas 1.70 kN/m² (0,2 psi). Mas a água do mar contém muito mais ar dissolvidos e entranhado, além de muitos núcleos de diversos tipos, que facilitam a formação de cavidades ou bolhas, fazendo com que a cavitação ocorra em pressões locais tão elevados como 17 kN/m² (2,5 psi). Ao avaliar a probabilidade de cavitação na água do mar é, portanto, aconselhável manter uma certa margem.

No caso de um hélice com uma imersão da linha central igual a h , a pressão total disponível será de:

$$p_A + pgh - p_v$$

Onde p_A é a pressão atmosférica. Se considerarmos uma seção de raio r a partir do centro, a pressão será mínima quando a pá estiver na posição vertical superior:

$$p_A + pgh - pgr - p_v$$

À medida que o hélice gira a pressão sobre o ponto vai mudar de um montante de $\pm pgr$, e em um fluxo uniforme podemos esperar uma cavitação transitória ocorrendo inicialmente na parte superior do disco do hélice. Ao considerar a cavitação em uma seção da pá, este efeito deve ser levado em conta. A velocidade da água deve ser aquela que passa pela pá, composta pela velocidade de avanço V_A , velocidade de rotação e a velocidade de influxo. Negligenciar esta última, que não é conhecida, a menos que seja feito um cálculo de eixo detalhado, a velocidade relativa V_R que passa pela pá será:

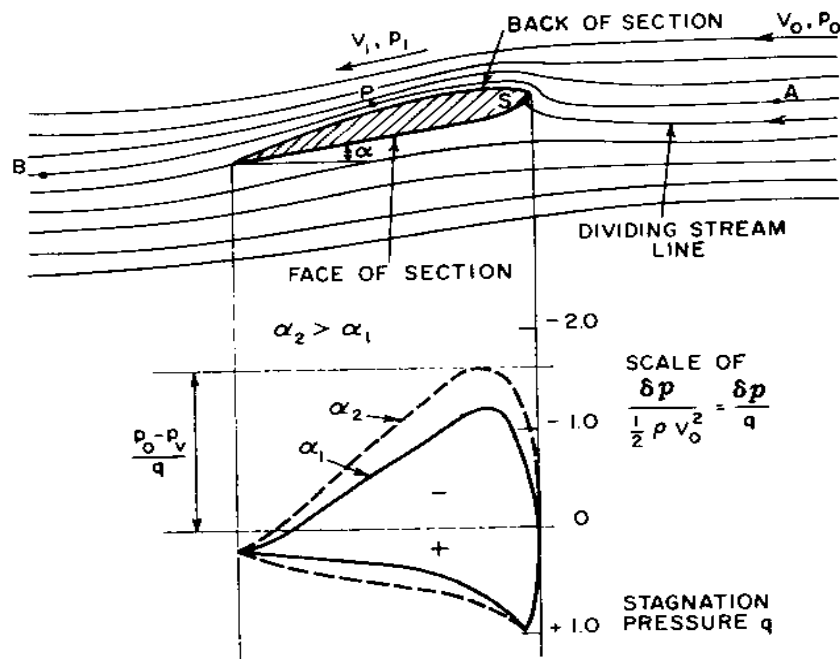
$$(V_R)^2 = (V_A)^2 + \omega^2 r^2$$

onde ω é a velocidade angular de rotação. Podemos reescrever o número local de cavitação como:

$$\sigma_L = \frac{p_A + pgh - pgr - p_w}{\frac{1}{2}\rho[(V_A)^2 + \omega^2 r^2]}$$

A força de sustentação total em uma seção da pá é dada pela soma das áreas sob as curvas de pressão na face e no dorso, que se reforçam mutuamente, conforme pode ser verificado na figura 28. Não é a redução média da pressão no dorso da seção que inicia a cavitação, mas sim, a redução máxima de pressão. Assim, para uma dada força de sustentação e, portanto, uma determinada área sob as curvas de pressão, as seções mais resistentes à cavitação serão aquelas com a distribuição de pressão mais uniforme e com pico de pressão mais suave.

Figura 28: fluxo e pressão ao redor do aerofólio



Fonte: Principles of Naval Architecture, second revision, volume II – Resistance, Propulsion and Vibration.

6.2 Tipos de Cavitação

Knapp, et al (1970) classificam a cavitação hidrodinâmica, em geral, nas seguintes categorias:

1. *Travelling* (Viajante),
2. *Fixed* (Fixa),
3. *Vortex* (Vórtice),
4. *Vibratory* (Vibratória).

A cavitação do tipo ***Travelling*** ocorre no fluxo livre e consiste em bolhas individuais movendo-se com o fluxo. A cavitação do tipo ***Fixed*** ocorre em limites de corpos imersos. É fixa no sentido de que a cavitação está ligada ao corpo, como tal, sendo inerente ao corpo e não para ao fluxo. Um vórtice (***Vortex***) ocorre em um fluxo de alto cisalhamento. Para equilibrar as forças centrífugas, a pressão no fluxo próxima ao vórtice diminui continuamente, à medida que o vórtice se aproxima. Estas baixas pressões provocam a cavitação. A cavitação vibratória (***Vibratory***) é causada pelas oscilações de pressão no líquido. Normalmente, estas pulsações de pressão são causadas por um objeto submerso vibrando no sentido normal a sua face, produzindo ondas de pressão. A cavitação é causada quando estas variações de pressão são grandes o suficiente para fazer com que a pressão do líquido atinja valores maiores ou menores que a pressão de vapor.

As formas mais comuns de cavitação em hélices marítimas são do tipo fixo (***Fixed***) e do tipo vórtice (***Vortex***). Estes tipos podem ser subdivididos de acordo com a posição sobre o hélice, onde ocorre a cavitação, ou de acordo com a natureza física da cavitação. Classificando a cavitação do hélice de acordo com este último método, isto é, de acordo com a natureza física ou a sua aparência, é possível especificar os seguintes tipos:

1. *Sheet* (Folha),
2. *Bubble* (bolha),
3. *Cloud* (Nuvem),
4. *Tip Vortex* (Vórtice de Ponta),
5. *Hub Vortex* (Vórtice no Boço).

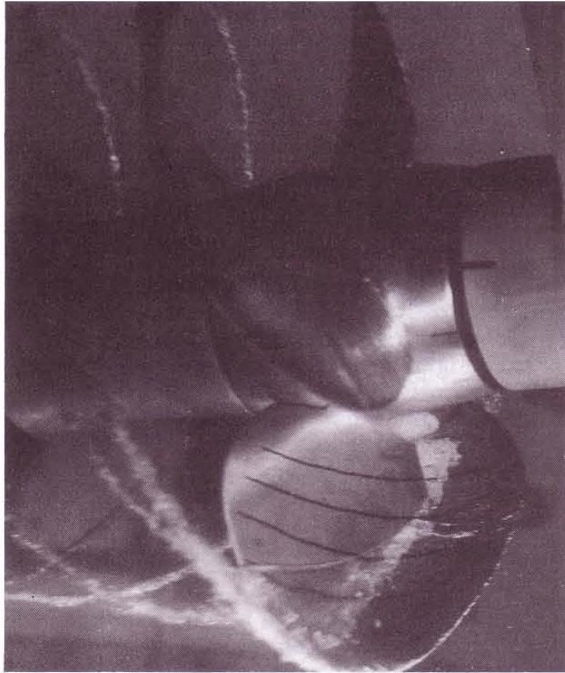
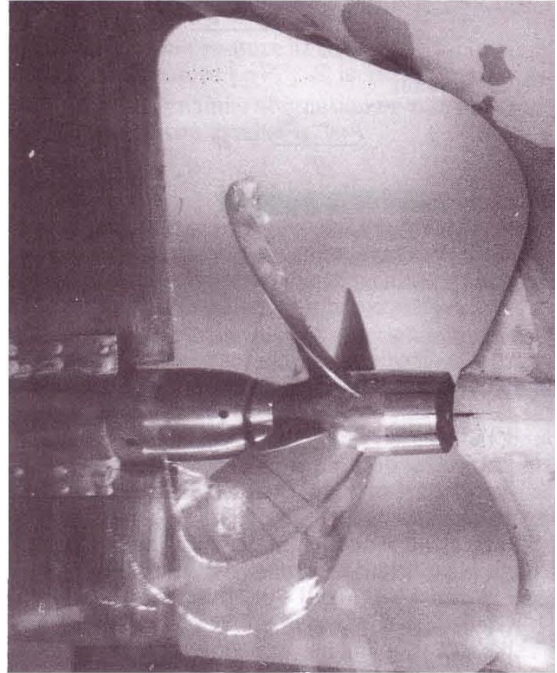
A cavitação do tipo Folha (***Sheet***) ocorre inicialmente no bordo de ataque (*leading edge*) das pás do hélice no lado de sucção (dorso), quando as seções de pá trabalham em ângulos de ataque positivos, e no lado de pressão (face), quando as seções de pá de trabalham em ângulos de ataque negativo. Isto se deve ao fato de que esses ângulos de ataque *non-shock*

free (no qual a sustentação não se deve apenas à curvatura das seções) causam pressões muito baixas na região do bordo de ataque (*leading edge*). Este tipo de cavitação pode desenvolver-se e cobrir completamente todo o lado de sucção de uma pá, espalhando-se para dentro, a partir do bordo de fuga como se fosse uma folha (*sheet*), caso em que, muitas vezes, têm um caráter muito estável, conforme mostrado na figura 29. Ao trabalhar dentro de uma esteira, no entanto, este tipo de cavitação, muitas vezes assume um caráter muito instável.

A cavitação do tipo Bolha (*Bubble*) ocorre inicialmente no meio da corda, ou no ponto de máxima espessura das seções da pá, na entrada *shock-free* do fluxo. Isto ocorre em fluxo não separados. Este tipo de cavitação se parece com grandes bolhas individuais, crescendo e se contraindo rapidamente; ver figura 30.

A cavitação do tipo Nuvem (*Cloud*) ocorre muitas vezes por trás de cavidades estáveis do tipo *sheet* fortemente desenvolvidas e, em geral, nos fluxos moderadamente separados nos quais muitos pequenos vórtices, em forma de *kernel*, dão origem a várias pequenas cavidades. A cavitação do tipo *Cloud* tem aparência de uma névoa, ou uma nuvem de bolhas muito pequenas, como mostrado na Figura 31.

A cavitação do tipo vórtice (*Vortex*) ocorre na ponta e no cubo (*hub*) do hélice. O fluxo ao redor das pontas da pá, fluindo do lado da pressão para o lado de sucção, provoca um vórtice instável, que se espalha a partir da ponta e do *hub* ao longo do fluxo da mesma forma como um aerofólio de razão de aspecto finita gera um vórtice em cada uma das extremidades. A pressão é menor no centro do vórtice, e é esse núcleo do vórtice que cavita. A cavitação de ponta (*Tip Vortex Cavitation*) geralmente começa um pouco atrás da ponta das pás do hélice. Nesta fase inicial, a cavitação, portanto, não está presa à ponta da pá, como mostrado na Figura 32. Quando o vórtice se torna mais forte, ou a pressão do líquido é reduzida, a cavitação de vórtice de ponta se prende à ponta, conforme a Figura 33. O vórtice do cubo é formado por vórtices combinados a partir da raiz das pás, o que por si só, são muito fracas para cavitar. Um *hub* de formato convergente pode tornar este vórtice muito forte, e cavitar francamente. A cavitação de vórtice resultante é muito estável e tem aparência de uma corda grossa com linhas que correspondem ao número de pás, como mostrado na figura 34.

Figura 29: cavitação tipo folha**Figura 30:** cavitação tipo bolha.

Fonte: Principles of Naval Architecture, second revision, volume II – Resistance, Propulsion and Vibration.

6.3 Lei da similitude para hélices em cavitação

Uma análise dimensional pode ser utilizada para determinar a lei de similitude para testar hélices a partir de modelos, e verifica-se que o coeficiente de empuxo pode ser expresso pelo modelo funcional (55)

$$\frac{T}{\frac{1}{2}\rho D^2(V_A)^2} = f \left[\frac{gD}{(V_A)^2}, \frac{nD}{V_A}, \frac{p}{\rho(V_A)^2}, \frac{v}{V_A D} \right]$$

Se todos os parâmetros no lado direito têm os mesmos valores para dois hélices geometricamente semelhantes, mas de tamanhos diferentes, os padrões de fluxo serão semelhantes e o valor de $T/\frac{1}{2}\rho D^2(V_A)^2$ será o mesmo para ambos os hélices.

Analisando os termos dessa equação, nota-se que o primeiro, segundo e último termos são equivalentes à afirmação de que os testes de hélices deveriam ser executados para os mesmos números de *Froude*, *Reynolds* e na mesma razão de deslizamento (*slip ratio*) ou valor *J*. Também é apontado que o terceiro termo, $p/\rho(V_A)^2$, não é o mesmo para o modelo e o

navio, nos experimentos realizados em tanques de provas, já que a pressão atmosférica, não foi reduzida em escala, mas desde que as forças sobre as pás do hélice fossem atribuídas a **diferenças** de pressão, estes termos não seriam afetados, enquanto o fluxo não estivesse sujeito à cavitação.

Agora, no entanto, ao lidar com experiências envolvendo hélices em cavitação, deve ser dada uma maior atenção a este requisito, e assegurar que a expressão $p/\rho(V_A)^2$ seja a mesma para o modelo e o navio. Isto equivale a dizer que o número de cavitação σ deve ser o mesmo, uma vez que

$$\sigma = \frac{p_0 - p_V}{\frac{1}{2}\rho(V_A)^2}$$

Há, portanto, quatro requisitos para a similitude em testes com hélices em cavitação:

- a) Devem ser executados em velocidades de avanço que forneçam o mesmo número de *Froude*.
- b) O número de *Reynolds* sobre as seções da pá deve ser o mesmo.
- c) O deslizamento deve ser o mesmo.
- d) Os testes devem ser executados no mesmo valor de σ (número de cavitação).

Os dois primeiros requisitos, tanto para modelos de casco, quanto hélices em águas abertas, são incompatíveis. Para rodar na velocidade de avanço de *Froude* significaria que o número de *Reynolds* sobre as seções do modelo de hélice seria baixo, levando a problemas de efeito de escala no atrito da pá. Por outro lado, se a lei de *Froude* não é seguida, a distribuição local de pressão sobre o disco será diferente no modelo e no navio. Esta última hipótese é geralmente considerada como sendo a menos prejudicial, e embora a lei de *Reynolds* não seja exatamente atendida, empregando modelos tão grandes quanto possível e altas velocidades, espera-se que o efeito de escala de atrito seja menor. A fim de satisfazer a condição (d), os testes devem ser executados em uma instalação onde a pressão pode ser reduzida para o valor de escala correto, e a terceira condição, então, implica em deslocar o modelo de hélice com o mesmo deslizamento que teria no navio, ou no mesmo valor de V_A/nD ou J .

Para alcançar a verdadeira similitude entre o modelo e o navio, alguma relação deve

existir também entre o ar, gás e o conteúdo dos núcleos da água nos dois casos, mas nenhuma formulação final sobre este aspecto do teste foi ainda obtida.

Figura 31: cavitação tipo nuvem

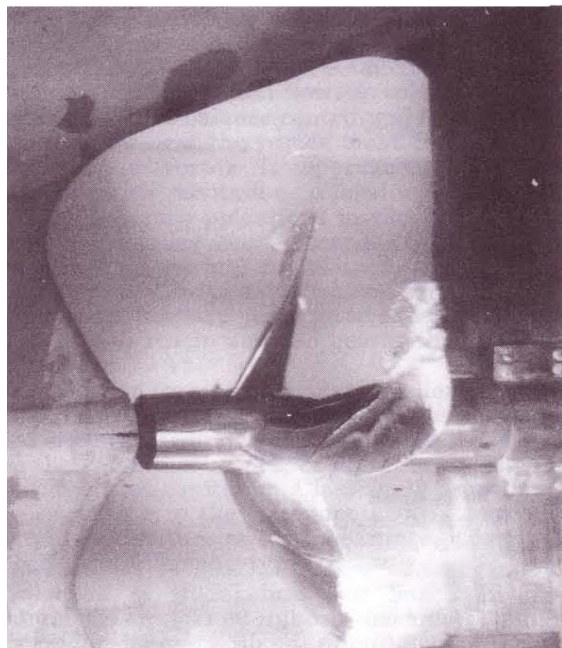


Figura 32: cavitação tipo vortex de ponta não fixada

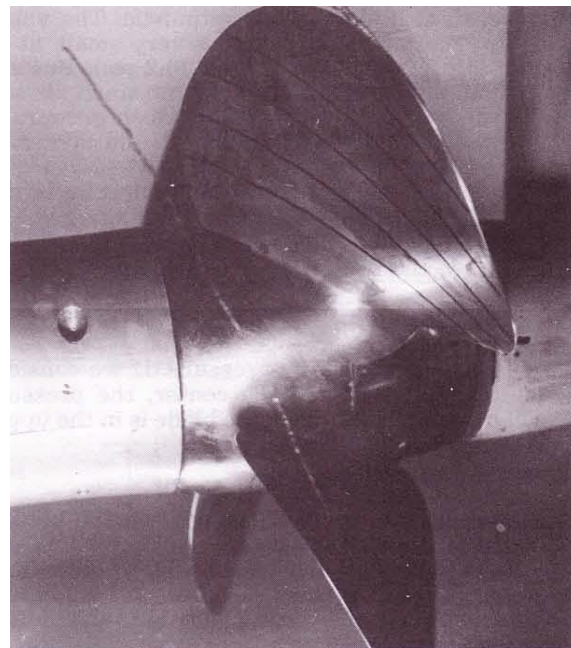


Figura 33: cavitação tipo vortex de ponta fixa

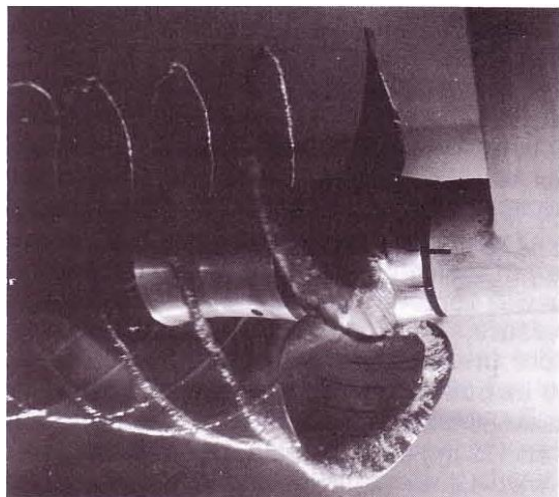
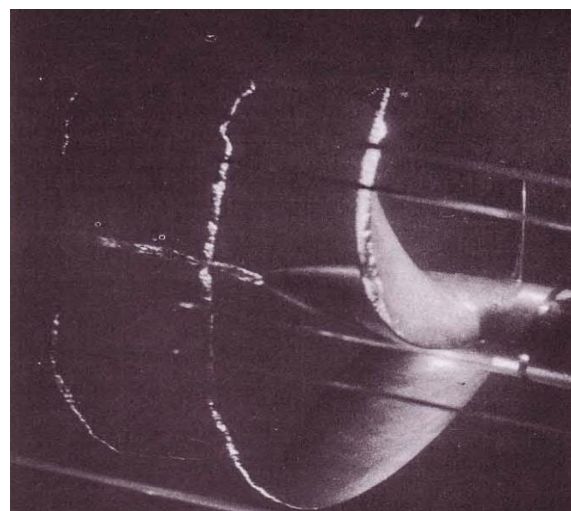


Figura 34: cavitação no hub



Fonte: Principles of Naval Architecture, second revision, volume II – Resistance, Propulsion and Vibration.

6.4 Testes de Cavitação com Modelos de Hélices.

A máxima redução de pressão no dorso da pá que pode ser tolerada antes de começar a cavitação depende da pressão total ($p_A + pgh - pgr - p_v$) no ponto onde a secção estiver trabalhando em um determinado momento. Em experimentos com modelo em um tanque de reboque, h e r são reduzidos em escala, mas p_A , a pressão atmosférica, não é. Portanto a pressão sobre a pá do modelo é muito grande em escala, e os experimentos não permitem uma indicação correta do início da cavitação.

Para obter informações sobre o desempenho em cavitação de hélices, portanto, alguma outra técnica de experimentos com modelo é necessária, usando uma instalação na qual a pressão total pode ser alterada.

Ao resolver os problemas relacionados ao *Turbinia*, *Parsons* construiu o primeiro túnel de cavitação em 1897. Era um circuito oval fechado, no plano vertical, feito de cobre com uma secção transversal quadrada 0.152 m por 0.152 m (6 polegadas), onde corriam hélices de 5 cm (2 pol) de diâmetro. O ar foi retirado de cima da água, para reduzir a pressão, e a água também foi aquecida para aumentar a pressão de vapor e, assim, reduzir o valor de σ . Em 1910, ele construiu um túnel muito maior, com uma secção de trabalho de 0.686 m por 0.762 m (27 x 30 polegadas), onde corriam hélices de 30 cm (12 pol) de diâmetro. A velocidade máxima da água era de 4.4 m/s (15 pés/s). *Parsons* fez algumas séries de metódicos testes neste túnel, que permaneceu em uso até a sua morte em 1931. Vale ressaltar que em ambos os túneis o hélice era iluminado um vez por volta por um espelho rotativo sobre o eixo. A fonte de luz no maior túnel era um holofote. O tempo de iluminação foi 1/20000 a 1/30000 segundos, possibilitando a obtenção de excelentes fotografias (*Godfrey*, 1959).

Em 1929, um túnel de cavitação foi construído no *Experimental Model Basin* nos EUA, e nos anos que se seguiram, foram construídos túneis de cavitação naquilo que é hoje o DTRC, no *Hamburg Model Basin*, no *National Physical Laboratory* em *Feltham*, Inglaterra (atual *National Maritime Institute*), *Massachusetts Institute of Technology*, *MARIN (MARitime Research Institute Netherlands)*, e no *King's College*, em *Newcastle*. Nesta altura, foram desenvolvidos muitos refinamentos e melhoramentos sobre os túneis de *Parsons*.

Um dos mais típicos entre os modernos túneis de cavitação é o grande túnel de

cavitação do DTRC, Este túnel de água consiste em um circuito fechado em plano vertical, com uma seção de teste no braço horizontal superior com diâmetro de 0.91 m (35.8 pol.). A água é impulsionada por um impelidor no braço horizontal inferior, onde a altura de pressão (*pressure head*) é alta para inibir a cavitação. A velocidade máxima da água através da secção de medição é de 25 m/s (80 pés/s). A fim de reduzir a pressão na seção de medição, a maioria dos túneis têm uma câmara de ar na parte mais alta do circuito, onde a pressão do ar pode ser alterada conforme a necessidade. Uma vez que é desejável a capacidade de controlar a quantidade de ar da água, este túnel foi projetado sem esta câmara de ar, sendo a pressão no túnel controlada pelo bombeamento de água para dentro ou para fora do circuito.

Quando a água passa pelo hélice modelo, a alta velocidade, sob condições de cavitação, as baixas pressões resultantes levam o ar para fora da solução, a água fica turva com bolhas, e como estas circulam em torno do túnel, a observação visual do hélice se torna impossível. Depois de pouco tempo, esse ar é captado pelo vácuo mantido na câmara de ar, e a água é purgada e limpa. A observação visual agora é possível, mas a água não é mais representativa no que se refere ao conteúdo de ar. Em um esforço para superar este problema, foi construído um “reabsorvedor” (*resorber*) no circuito, constituído de um grande cilindro, 7.6 m (25 pés) de diâmetro, situado a 21 m (70 pés) do chão. O “reabsorvedor” é dividido internamente de modo que a água faz quatro passagens verticais por ele antes de seguir para a secção de medição. Devido ao grande diâmetro do “reabsorvedor”, a água passa um tempo considerável sob alta pressão, o que garante a reabsorção do ar, que chega ao ponto de medição, sem um aumento no teor de ar. Medições recentes do conteúdo de núcleos na água do mar, e como este conteúdo dos núcleos influencia o aparecimento de cavitação, revelaram que, devido à falta de núcleos em escala no modelo, podem ocorrer efeitos de escala significativos. Muitas vezes, o início da cavitação ocorre em velocidades mais altas (ou seja, pressões mais baixas), indicando que a utilização de “reabsorvedores” pode não resultar em uma simulação precisa das características de cavitação. Em algumas instalações, núcleos adicionais têm sido gerados para se chegar a uma correlação satisfatória (*Kuiper*, 1981).

O surgimento da cavitação sobre o hélice é observado através de janelas, visualmente ou fotograficamente, por meio de iluminação estroboscópica do hélice. São realizadas medições de torque, empuxo, rotações, velocidade da água e pressão. Os testes geralmente são realizados para uma série de valores de σ , variando-se a taxa de deslizamento para cada um, por meio da alteração das rotações do hélice ou da velocidade da água.

As condições no túnel diferem em uma série de aspectos das condições encontradas à ré do casco. O influxo é uniforme, ao invés de ser irregular devido à variação da esteira, o fluxo é paralelo ao eixo o que, na prática, raramente acontece em navios de dois eixos, o conteúdo do ar é diferente, e assim por diante. Para levar todos estes fatores em consideração, tem sido uma prática bastante comum executar os testes no túnel com um valor de σ de 15-25% menor do que o calculado para o navio. Alguns túneis são preparados para simular o rake do eixo, deslocando o eixo do hélice no túnel em ângulos de até 15° ou mais. Também está se tornando uma prática bastante comum, para simular a esteira medida à ré do casco do modelo no tanque de provas, a inserção ou a instalação de uma porção suficientemente grande do modelo de navio na seção de teste, na frente do modelo de hélice. Devido às dimensões limitadas do túnel, é necessário mudar o modelo do navio. Normalmente, um corpo de vante menor é utilizado, enquanto que a esteira é quase que completamente determinada pela forma do corpo de ré. A forma do navio nas proximidades do hélice é mantida tanto quanto possível, mas a largura do modelo é normalmente reduzida por causa das dimensões do túnel. Para compensar a menor boca é anexada uma faixa metálica aos flancos do modelo. A esteira resultante tem de ser verificada e novas adaptações podem ser necessárias.

Para as medições de pressão do casco, o eixo motriz, situada a jusante (ao longo da corrente) do hélice, tem que ser apoiado pelo lado de fora do modelo do navio para evitar as vibrações transmitidas pelo eixo, que poderiam gerar flutuações indesejáveis de pressão extra.

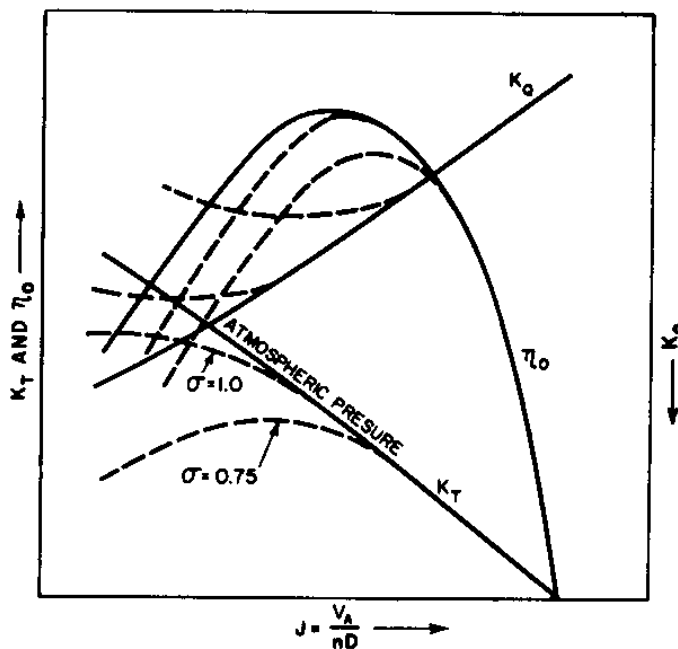
Outra forma de simular as condições do navio é a utilização de um tanque de reboque, ou canal de água circulante, onde a pressão do ar possa ser controlada. O modelo, então, pode rodar com a pressão correta em escala, e a cavitação e os testes de propulsão combinados. Neste contexto, o tanque de provas de pressão variável de MARIN é único. Esta instalação possui de 240 m de comprimento, 18 m de largura e profundidade da água de 8 m (787 x 59 x 26 pés). O tanque é construído em concreto armado especial. A parte superior, ou telhado, é feita em balanço de cada lado em direção ao centro do edifício. Quando o ar é evacuado, a seção superior deve resistir a uma diferença de pressão de cerca de 100 kN/m² (14.1 psi). A pressão do ar no tanque pode ser reduzida para cerca de 4 kN/m² (0.56 psi).

6.5 Apresentação do dados

As características de desempenho de um hélice em um túnel de cavitação são plotadas da mesma forma como os resultados em águas abertas, exceto que há conjuntos distintos de

curvas para cada valor de s , Figura 35.

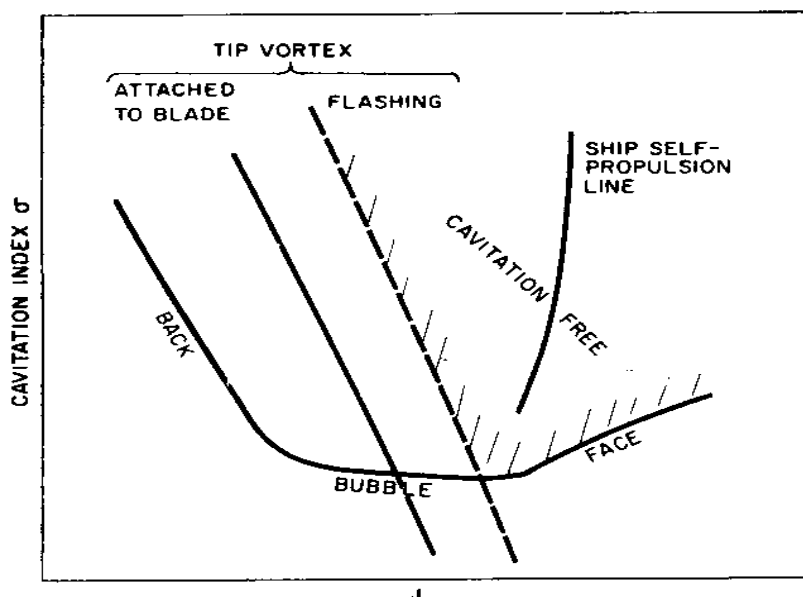
Figura 35: curva característica de propulsor em tunel de cavitação



Fonte: Principles of Naval Architecture, second revision, volume II – Resistance, Propulsion and Vibration.

Outro tipo de diagrama tem sido utilizado por *Newton* para ilustrar o desenvolvimento de cavitação (*Newton*, 1961). Os experimentos são executados para um determinado número de valores de σ , sendo observados os valores- J onde os diferentes tipos de cavitação aparecem e desaparecem. Estes pontos podem ser marcados em um gráfico $J - \sigma$ e desenhados os limites; Figura 36. A área à direita, marcada por linhas tracejadas, estaria livre de todos os tipos de cavitação.

Figura 36: desenvolvimento de padrões de cavitação



Fonte: Principles of Naval Architecture, second revision, volume II – Resistance, Propulsion and Vibration.

Uma vez que para cada velocidade do navio, há valores correspondentes de J e σ , uma linha pode ser desenhada mostrando que o desempenho de propulsão do navio encontra-se em relação à imagem da cavitação.

6.6 Efeitos prejudiciais da cavitação

(a) *Efeitos sobre o desempenho do hélice.*

Quando a quantidade de cavitação sobre uma pá de hélice aumenta, o fluxo sobre a pá é alterado. Este, por sua vez, influencia a distribuição da pressão sobre a pá, resultando em mudanças no empuxo e no torque do hélice. Experiências sistemáticas com aerofólios têm mostrado que em um ângulo de ataque constante, a distribuição da pressão, para valores do número de cavitação, (56)

$$\sigma = \frac{p_0 - p_v}{\frac{1}{2} \rho V_0^2}$$

é apresentada na Figura. 37. Percebe-se que a cavitação reduz o pico de queda de pressão no bordo de ataque, espalhando-se ao longo do comprimento da corda. Na maioria dos casos, esta mudança resulta em uma diminuição da sustentação do aerofólio, após um aumento inicial. O efeito sobre o arrasto do aerofólio é bastante semelhante, mas um pouco menor, não sendo tão

extremo. Como consequência, a eficácia ou a relação sustentação/arrasto das seções da pá do hélice diminui com o aumento da cavitação, após um aumento inicial, como mostrado na Figura 38. Nesta figura, são apresentados os coeficientes seccionais de sustentação e arrasto: (57) e (58)

$$C'_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho V_0^2 c}$$

$$C'_D = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho V_0^2 c}$$

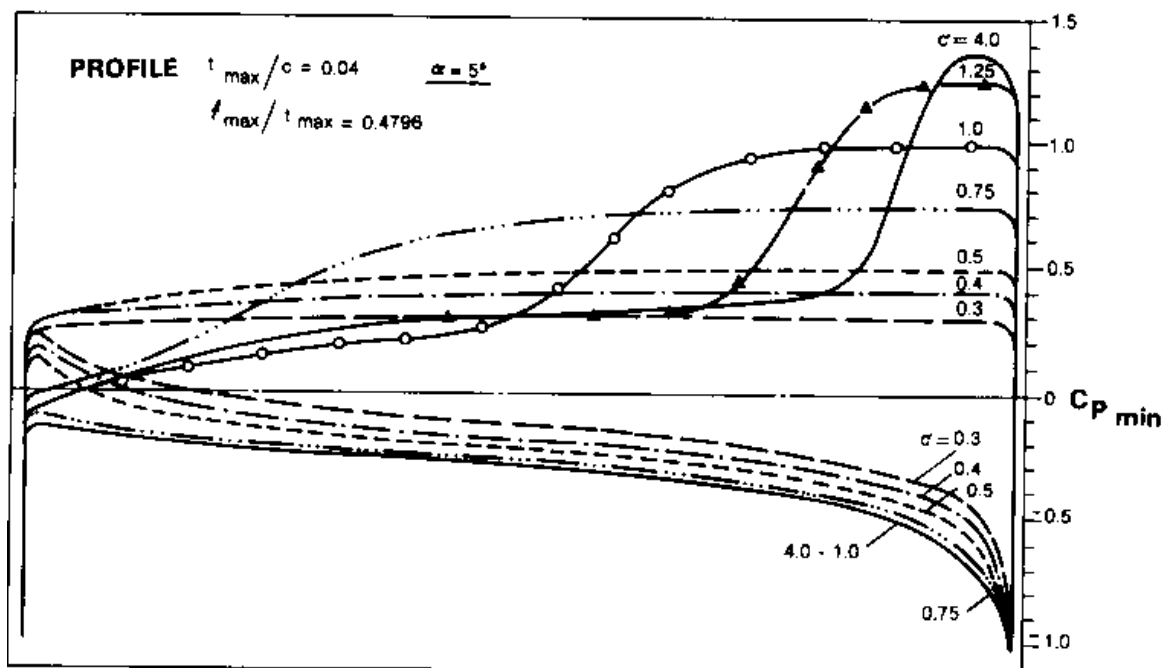
E α é o ângulo de ataque. Nas Equações (56) a (58),

- p_0 é a pressão estática
- p_v é a pressão de vapor
- V_0 é a velocidade do fluxo não perturbado
- c é o comprimento da corda do perfil

A queda resultante no empuxo e no torque do hélice influenciam fortemente a eficiência do hélice. Isso é mostrado na Figura 39, onde:

$$\sigma = \frac{p_0 - p_v}{\frac{1}{2} \rho n^2 D^2}$$

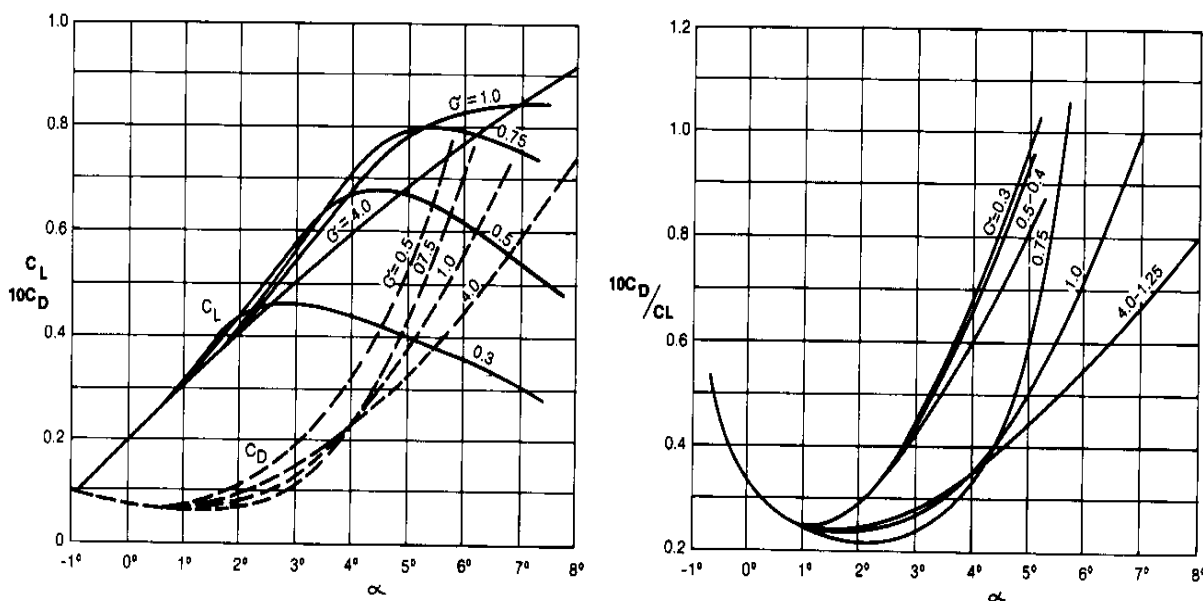
Figura 37: medida da distribuição de pressão sobre perfil a diferentes números de cavitação



Fonte: Principles of Naval Architecture, second revision, volume II – Resistance, Propulsion and Vibration.

Para obter uma determinada velocidade do navio, um hélice em cavitação sofre um queda de empuxo, exigindo maior potência e, assim, um maior número de rotações. Como será óbvio, as alterações de desempenho do hélice descritas, resultantes da presença de cavitação dependem da geometria do hélice e das condições de influxo. Como ponto de partida para determinar o desempenho de um hélice sob condições de cavitação, e para projetar hélices com propriedades de cavitação ideais, é importante conhecer as características de cavitação das seções de pá do hélice.

Figura 38: valores de C_L , C_D , e C_D/C_L como função de α para diferentes números de cavitação para o perfil da figura 37

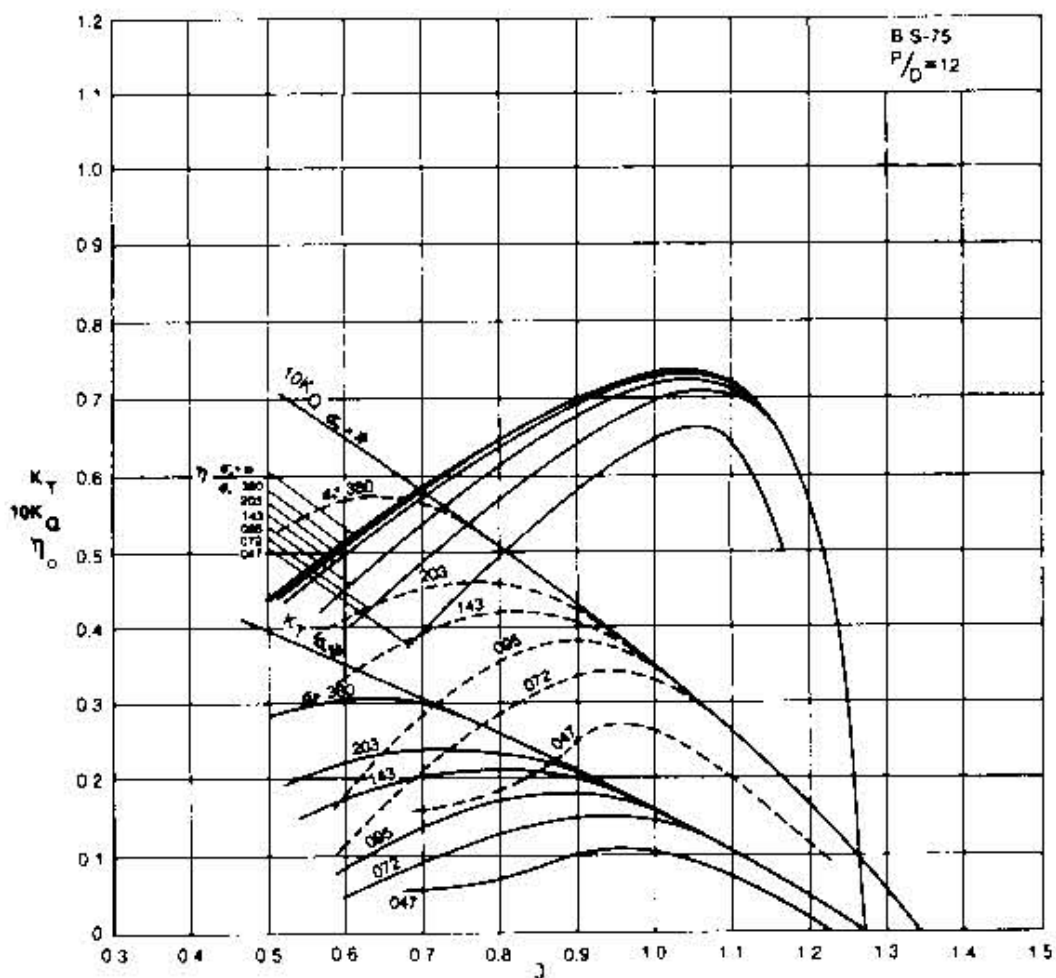


Fonte: Principles of Naval Architecture, second revision, volume II – Resistance, Propulsion and Vibration.

(b) Danos aos hélices provocados pela cavitação.

Desde os primórdios, tem sido encontradas erosões em hélices marítimos. Originalmente, pensava-se que esta forma de dano provocado pela cavitação fosse devido à corrosão. Hoje se percebe que o mecanismo da cavitação é responsável pela erosão e outras formas de danos ocorridos nas pás dos hélices, como dobramentos nos bordos de fuga (*trailing edge*). *Parsons, et al* (1919) encontraram pela primeira vez a ligação entre os fenômenos de cavitação e a erosão. Muitas teorias e hipóteses já foram formuladas para explicar as diversas formas de danos provocados pela cavitação (*Eisenberg, et al*, 1965).

Figura 39: valores de K_T , K_Q e η_0 como função da taxa de avanço j a diferentes números de cavitação para um propulsor Wageningen B5-75

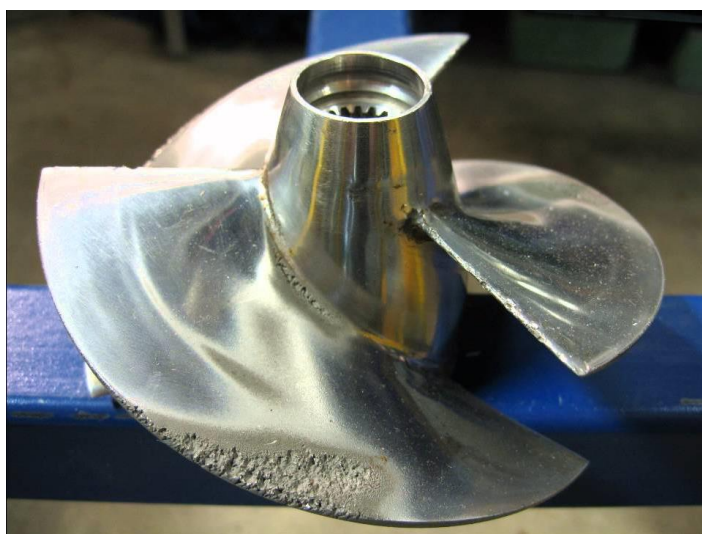


Fonte: Principles of Naval Architecture, second revision, volume II – Resistance, Propulsion and Vibration.

Atualmente, assume-se que os danos provocados pela cavitação são causados, principalmente, pelo processo de colapso da bolha de cavitação na superfície da pá do hélice. A energia associada com o colapso da bolha de cavitação é extremamente elevada. Isto se deve, particularmente, ao fato de que esse colapso da bolha, aparentemente, ocorre sob a forma de ondas de choque em partes muito pequenas da superfície da pá. Isto explica as formas de pontos da natureza da erosão por cavitação, como mostrado na Figura 40. Erosões intensas e continuadas, muitas vezes, levam a danos desastrosos, como mostrado na Figura 41. Aerobarcos e outras embarcações de alta velocidade sofrem erosões, não só nos hélices, mas também sobre as lâminas metálicas e outras partes subaquáticas, como alhetas estabilizadoras, pés-de-galinha.

A erosão por cavitação foi observada em locais onde ocorrem cavitação do tipo Nuvem (*Cloud*) e de Bolhas (*Bubble*). As bolhas individuais associadas a essas formas de cavitação entram em colapso na parte final da direção do fluxo da zona de cavitação, onde a pressão aumenta. Esse tipo de colapso de cavitação também ocorre por trás da cavitação do tipo Folha (*Sheet*), quando a folha se decompõe em bolhas individuais. Recentes teorias sobre o mecanismo de colapso da bolha propõem que a energia que causou o dano é gerada por um jato reentrante dentro da bolha na superfície de fronteira. *Ellis* (1965, 1966), fotografou este fenômeno.

Figura 40: Erosão por cavitação sobre pá do propulsor



Fonte: Site Escola Naval

Figura 41: erosão por cavitação intensa causando perda de material



Fonte: site Stone Marine Propulsion

Apesar de erosão e corrosão de pás do hélice serem fenômenos diferentes, pode ocorrer uma interação entre eles. Quando a superfície lisa de uma pá de hélice é erodida por cavitação, começa a corrosão, que acelera o dano. Por outro lado, ao começar uma corrosão, assim, aumenta a rugosidade da superfície, e o fluxo pode cavitatar mais facilmente, caso a pressão seja baixa o suficiente.

A prevenção da erosão por cavitação pode ser realizada por meio da escolha de materiais adequados ou pela aplicação de revestimentos protetores, metálicos ou não metálicos ao hélice. O melhor método, porém, é assegurar que a cavitação prejudicial não ocorra. Se isso for impossível, então uma condição supercavitante, ou seja, uma condição de cavitação totalmente desenvolvida deve ser projetada, para assegurar que o colapso das bolhas de cavitação ocorra no sentido do fluxo das zonas de fronteira (*flow downstream of the boundary surface*). Às vezes, é possível que um projeto de hélice intermediário não apresente bolhas de cavitação individuais sobre as pás.

Outra forma de dano causado pela cavitação é o dobramento (*bending*) do bordo de fuga (*trailing edge*) das pás do hélice de navios de alta potência de um eixo, como mostrado na Figura 42. *Van Manen* (1963) atribui este tipo de dano ao colapso simultâneo de um grande número de bolhas no bordo de fuga. Deixando o pico da esteira, um aumento da curvatura da seção da pá é induzido quando o ângulo de ataque diminui novamente. A cavitação do tipo Folha (*Sheet*) desaparece do bordo de ataque e as bolhas são formadas na posição de meia corda. Essas bolhas deixam a pá do hélice juntas, quando é induzida uma diminuição da curvatura da seção. O período relativamente longo disponível para o crescimento das bolhas, e a chegada simultânea dessas bolhas no bordo de fuga, com suas altas pressões associadas, provoca um colapso simultâneo. Isso explica o dobramento do bordo de fuga para o lado de pressão. Para evitar este tipo de dano pela cavitação, deve haver um bom compromisso entre a distribuição de *camber* da seção de pá e do ângulo de ataque onde as seções da pá trabalham.

Figura 42: bordo de fuga da pá do propulsor com dobra causado por cavitação



Fonte : boattest.com

(c) *Vibrações e ruídos induzidos pela cavitação.*

As vibrações em um navio são determinadas pelas características da resposta da estrutura do navio e pelo nível de excitação. As forças vibratórias induzidas pelo hélice no corpo de ré de um navio são responsáveis pela maior parte destas forças de excitação. Este aspecto da influência da cavitação tem sido objeto de importantes estudos experimentais. Verificou-se que a cavitação influencia consideravelmente todo o problema da interação navio-hélice. Descobriu-se que a cavitação altera tanto as tensões sobre as pás do hélice, quanto o fluxo à vante do hélice. O maior efeito, porém, ocorre nas flutuações das pressões induzidas sobre o corpo de ré do navio. São afetadas não só a amplitude, mas também o ângulo de fase das flutuações de pressão induzidas pelo hélice. A cavitação do hélice aumenta a amplitude da vibração dessas pressões, dependendo da quantidade de pás e da extensão da cavitação, em um coeficiente que varia de 1 e 10 e, às vezes, até mais. Isto se deve, principalmente, à variação do ângulo de ataque do fluxo causando grandes alterações no tamanho das cavidades nas pás, e grandes variações de volume. Quando as cavidades na pá do hélice não oscilam tanto, como ocorre em um fluxo uniforme, as flutuações de pressão nas proximidades do corpo não aumentam tanto.

A cavitação não só influencia as flutuações de pressão de baixa frequência induzidas pelo hélice no casco do navio, mas também aumenta os níveis de ruído de alta frequência em navios. Em navios de guerra este aspecto é particularmente inquietante. O aumento do próprio

ruído submerso com o crescimento da cavitação (ou seja, com o aumento da velocidade do navio) reduz consideravelmente as capacidades de detecção do sonar do navio. Por isso é importante para um navio de guerra ter hélices com uma máxima faixa de velocidade livre de cavitação. O início da cavitação a uma alta velocidade do navio é hoje considerado essencial no projeto de hélices navais.

6.7 Características para prevenção da cavitação

Muitos critérios têm sido propostos para prever o início da cavitação. Os mais antigos, que usam o empuxo médio por unidade de área da superfície projetada da pá, não são suficientes em muitos projetos sofisticados, mas ainda útil como um primeiro guia. O critério elaborado por *Barnaby*, a partir dos ensaios com o *Daring*, consistia em limitar a pressão de 76.7 kN/m² (10.8 psi) da área projetada para uma imersão da ponta de 0.28 m (11 pol), aumentando o limite de 2.5 kN/m² (0,35 psi) para cada 0.305 m adicionais (ft) de imersão.

Para o mesmo coeficiente de sustentação C_L em uma seção, a redução máxima da pressão no dorso depende da forma da seção, e das condições em que opera. Qualquer critério proposto deve levar em consideração estes fatores, e é difícil encontrar um que seja realmente satisfatório.

A abordagem moderna consiste em calcular as distribuições de pressão em torno de seções adequadas, ou medi-las em um túnel de vento ou de água. O conhecimento do ângulo de incidência real, obtido a partir da teoria de circulação, pode ser usado para determinar a redução máxima de pressão sobre o dorso da seção, para comparação com a pressão estática ($p_0 - p_V$) disponível. O ângulo de incidência verdadeiro depende do padrão de esteira onde o hélice está trabalhando, e tais cálculos devem ser feitos usando a esteira média circunferencial para cada raio específico. Na prática, o ângulo de incidência pode variar acima e abaixo da média, de modo que a cavitação ocorrerá em rotações um pouco mais baixas, e deve ser dada uma certa margem de segurança, devido a este fato. Pela mesma razão, a cavitação será retardada ou evitada tornando a esteira mais adequada à forma do casco, folgas, *rake* do hélice, alinhamento das bossas do eixo, pés-de- galinha com a direção do fluxo médio.

Muitos hélices ainda são projetados a partir de gráficos obtidos de metódicas séries de ensaios, e em projetos, pela teoria da circulação, é necessário começar com alguns diâmetros

do hélice, também determinados a partir de um gráfico de projeto. Algum critério geral é, portanto, necessário para a escolha da área de pá para evitar a cavitação. Um diagrama de projeto para fornecer tais orientações, a fim de evitar a cavitação excessiva e a erosão em condições médias de serviço no mar, foi dado por *Burrill* (1943). Ele usou um coeficiente τ_ε , que representava a carga média de empuxo nas pás, definido como

$$\tau_\varepsilon = \frac{T/A_P}{\frac{1}{2}\rho(V_R)^2}$$

Plotado na base de $\sigma_{0.7R}$, onde:

- T é o empuxo em kN
- A_P é a área projetada da pá em m^2
- V_R é a velocidade relativa da água no rio 0.7, em m/s
- $T_{0.7R}$ é o número de cavitação local para raio de 0.7
- ρ é a densidade de massa, kg/L

A área projetada da pá A_P pode ser encontrada a partir da área desenvolvida A_D pela fórmula aproximada de Taylor (59)

$$\frac{A_P}{A_D} = 1.067 - 0.229 \times \textit{pitch ratio}$$

O empuxo pode ser calculado a partir de P_E ou P_D a partir das expressões

$$T = \frac{P_E}{(1-t)V}$$

Ou

$$T = \frac{P_D \eta_D}{(1-t)V}$$

O número de cavitação $\sigma_{0.7R}$ é calculado usando a velocidade relativa V_R no raio 0.7 e a pressão sobre a linha de centro do hélice, viz. (60)

$$\sigma_{0.7R} = \frac{p_0 - p_v + \rho gh}{\frac{1}{2} \rho (V_A^2 + (0.7\pi n D)^2)}$$

Uma fórmula aproximada para (60) é (61)

$$\sigma_{0.7R} = \frac{188.2 + 19.62h}{V_A^2 + 4.836n^2D^2}$$

Onde $(p_0 - p_v)$ é a pressão na linha central do hélice, em N/m^2 , h é altura da água sobre a linha central do hélice, m

O gráfico, reproduzido na Figura 43, foi originalmente baseado na experiência com hélices em tamanho real, e forneceu as linhas propostas para os limites máximos de T/A_p para hélices fortemente carregados (navios de guerra) com seções especiais, e para hélices de navios mercantes, a fim de evitar sérias cavitações no dorso. Uma terceira linha indica os limites mais baixos de T/A_p , para evitar a cavitação na face em rebocadores e pesqueiros. Testes sistemáticos com uma série de modelos de hélices com seção de dorso circulares no túnel de cavitação em *King's College, Newcastle*, confirmaram, de uma forma geral, que os resultados do modelo estavam razoavelmente coerentes com a experiência prática em que o gráfico foi baseado (*Gawn, et al, 1957*). Mais tarde, uma série de modelos de hélices de quatro pás de navio mercante foram testados no mesmo túnel, cobrindo um faixa de razão de passo e os valores de σ (*Burrill, et al, 1962-1963*). A partir destes testes, foram adicionadas linhas ao diagrama da Figura 43, indicando $2\frac{1}{2}$, 10 e 30% da cavitação no dorso. Será visto que a linha de 5% da cavitação no dorso está muito perto daquela dada originalmente para navios mercantes. Os autores afirmam que as observações em muitos outros hélices no túnel, testados em condições médias de serviço, têm mostrado cavitação deste tipo e extensão, tendo sido encontrados hélices razoavelmente livre de erosão, após vários anos de serviço. Assim, concluiu-se que a linha de 5% de cavitação no dorso era um critério adequado, a ser buscado em cálculos práticos, e que “até mesmo recentes experiências com hélices de projeto moderno,

não sugeririam qualquer alteração material no posicionamento da linha de limite superior para aerofólios do tipo hélice.”

Uma fórmula útil para obter uma primeira indicação quanto à razão de área expandida da pá requerida foi determinada por *Keller* (1966), (62)

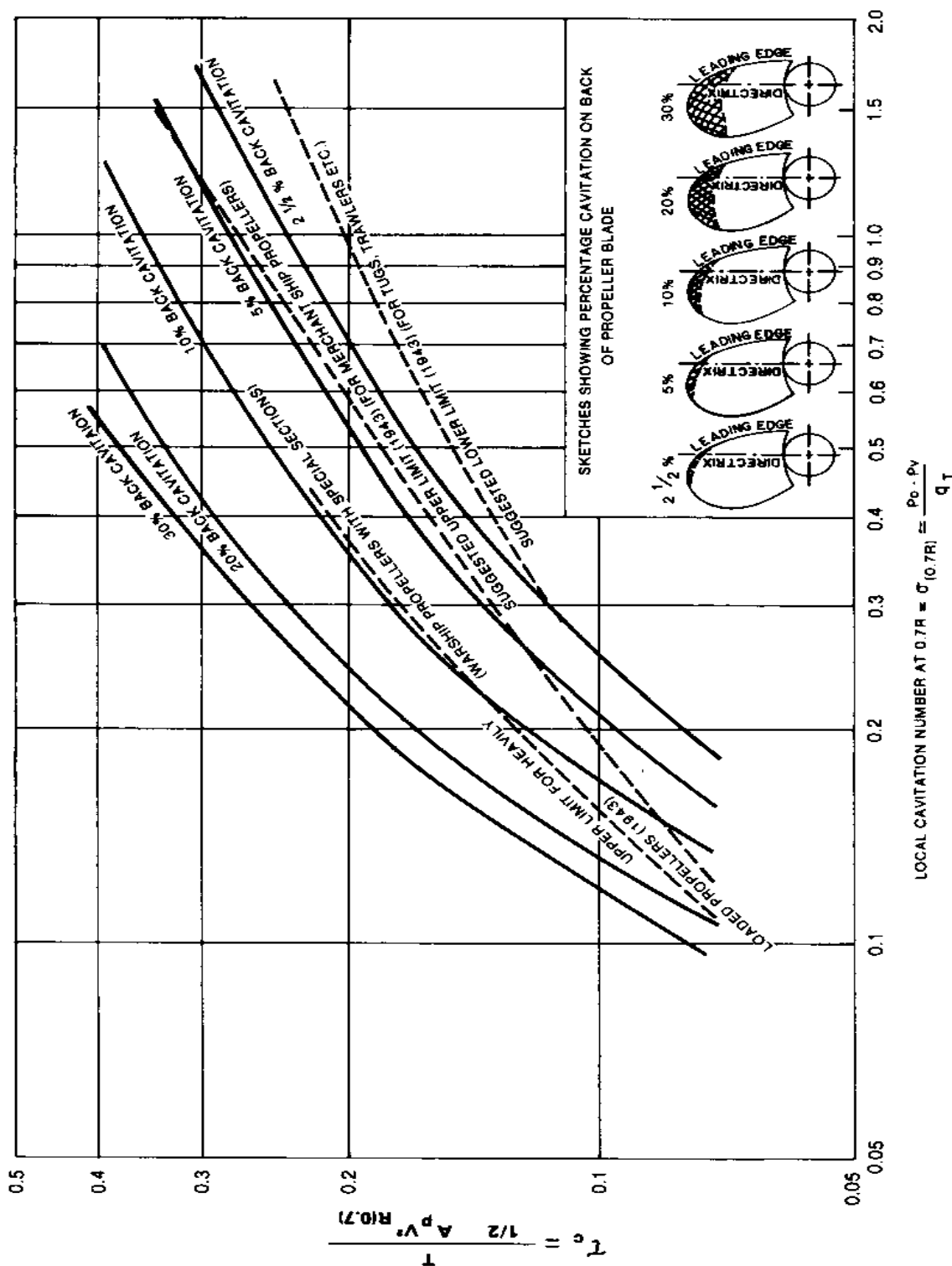
$$\frac{A_E}{A_0} = \frac{(1.3 + 0.3Z)T}{(p_0 - p_V)D^2} + k$$

onde:

- T é o empuxo em N (ou kN)
- Z é o número de pás do hélice
- $p_0 - p_V$ é a pressão na linha de centro do hélice, em N/m^2 (ou kN/m^2)
- k é uma constante variando de 0 (for transom-stern naval vessels) a 0.20 (para navios de um eixo de alta potência)

O tema dos critérios de cavitação em projetos de hélice realmente só pode ser tratado de forma adequada através da incorporação da distribuição de pressão, ângulo de ataque, e informações sobre o número de cavitação em um processo detalhado de projeto, para cada raio. Critérios como o gráfico de *Burrill* e a fórmula de *Keller* não refletem a influência da esteira ou da geometria das pás da hélice, tais como o passo, envergadura (*camber*) e a distribuição de espessura. Por conseguinte, devem ser usados com cuidado.

Figura 43: diagrama simples de cavitação (Burriel, et al, 1943, 1962-63)



Fonte: Principles of Naval Architecture, second revision, volume II – Resistance, Propulsion and Vibration.

7. CONSIDERAÇÕES FINAIS

Uma revisão crítica da literature enfocando a teoria da ação do propulsor, a interação entre casco e propulsor, a geometria do propulsor de passo fixo e a cavitação, mostrou que a determinação da melhor configuração entre o desenho do propulsor, eficiência propulsiva e redução da cavitação, envolvem variáveis de difícil equacionamento. Varias pesquisas observaram o efeito de escala no estudo do desenho do propulsor e a interação deste com os apêndices quando estudado em modelo, introduzindo erros em virtude da difícil tarefa de levar em consideração a pressão atmosférica nos tanques de prova. Vários métodos diferentes de quantificação dessa sinergia entre o efeito de escala, desenho eficiente do propulsor e redução da cavitação incluíram análises/testes em tanques de prova e análise da lei de similitude para helices em cavitação.

Além disso, a literatura mostrou que os critérios antigos para prever o início da cavitação usavam um valor máximo permissível de tração médio por unidade de área projetada da pá, valor esse que também variava em função da imersão. Eles ainda servem como um guia inicial, mas não são suficientes para desenhos mais elaborados. Para um mesmo C_L , a máxima redução da pressão no extradorso depende da forma da seção e das condições em que ela opera. Portanto, qualquer critério deve considerar esses fatores, e é difícil encontrar um que seja realmente satisfatório. Uma abordagem moderna entretanto consiste em calcular as distribuições de pressão em torno de seções apropriadas (ou medi-las em túnel de vento ou água), e então usar o ângulo de incidência real (obtido pela teoria circularória) para se determinar a máxima redução de pressão no extradorso da seção, para comparação com a pressão estática disponível ($p_0 - p_v$).

O ângulo de incidência real depende do padrão de esteira em que o propulsor trabalha, e tais cálculos devem ser feitos usando-se a esteira circunferencial média em cada raio particular. Na prática, o ângulo de incidência varia acima e abaixo dessa media, e a cavitação ocorrerá a uma RPM menor.

A cavitação também será atrasada ou evitada se a esteira for mais uniforme, o que se consegue dando atenção à forma do casco, às “clearances”, ao “rake” do propulsor e ao alinhamento de “bossings” ou “shafts” e “struts” com a direção geral do escoamento.

A questão do critério de cavitação no desenho de propulsores não pode ser abordada sem que se incorpore a distribuição de pressões, o ângulo de ataque e o σ dentro de um processo bem detalhado, para cada raio. Critérios como o de Keller e a tabela de Burrill não refletem a influência da esteira ou da geometria das pás (como passo, arqueamento e

distribuição de espessuras), e devem ser usados com cautela ao analisar a melhor configuração para reduzir os efeitos indesejáveis da cavitação.

Assim, tendo essa visão geral do processo de desenvolvimento da ação do propulsor para produção de empuxo, seu processo geométrico de construção e os efeitos indesejáveis da cavitação tanto nas próprias pás do hélice quanto da sua interação com o casco, o Oficial de Máquinas deve estar atento ao avaliar a melhor configuração Navio x Propulsor x Regime-de-máquinas para manter a embarcação trabalhando eficientemente, pois isso implicará decisivamente na redução de custos de manutenção, redução no consumo de combustível, diminuição dos efeitos da vibração sobre o casco e aumento na eficiência propulsiva.

REFERÊNCIAS

Harvald S. A. (1983), *Resistance and Propulsion of Ships*, Wiley 1983, ISBN 0-89464-754-7
 Holtrop, J. and Mennen, G. G. (1978), *A Statistical Power Prediction Method*, International Shipbuilding, Progress

Schneekluth, H. and Bertram, V. (1998), *Ship Design for Efficiency and Economy*, Second edition, Butterworth-Heinemann, ISBN 0 7506 4133 9

Breslin, S. and Andersen, P. (1994), *Hydrodynamics of Ship Propellers*, Cambridge: Cambridge University Press

Blendermann, W. (1986), *Die Windkräfte am Schiff*, Institut of Naval Architecture, University of Hamburg

Clarck, I. C, *Ship dynamics for mariners: A guide to the theory of hull resistance, power requirements, propulsion, steering, control system and ship motion in a seaway*

Lewis, Edward V., *Principles of Naval Architecture*, second revision, volume II – Resistance, Propulsion and Vibration.

Disponível em: < <https://www.lookandlearn.com/history-images/M544605/HMS-Dreadnought-which-was-Taken-to-Sea-for-Trials-in-1906?t=0&q=HMS+Dreadnought&n=7> >. Acesso em: 16 de Jun. de 2019.

Disponível em: < <https://shippingwondersoftheworld.com/> >. Acesso em: 16 de Jun. de 2019.

Disponível em: < <http://www.ikbrunel.org.uk/> >. Acesso em: 16 de Jun. de 2019.

Disponível em: < <https://civilwartalk.com/> >. Acesso em: 16 de Jun. de 2019.

Disponível em: < <http://www.smpropulsion.com/> >. Acesso em: 16 de Jun. de 2019.

Disponível em: < <https://www.britannica.com/science/cavitation> >. Acesso em: 16 de Jun. de 2019.

Disponível em: < <https://boattest.com/> >. Acesso em: 16 de Jun. de 2019.