

121
1984

Fernando de Carvalho Frimm

**DETERMINAÇÃO DAS CARACTERÍSTICAS DE GOVERNO DOS NAVIOS
ENSAIOS COM MODELOS E EM ESCALA REAL**

Dissertação apresentada à Escola
Politécnica da USP para a obtenção
do Título de Mestre em Engenharia

**SÃO PAULO
1983**

FD-621

EP
898

FERNANDO DE CARVALHO FRIMM
Engenheiro Naval, Escola Politécnica da USP, 1976

DETERMINAÇÃO DAS CARACTERÍSTICAS DE GOVERNO DOS NAVIOS
ENSAIOS COM MODELOS E EM ESCALA REAL

Dissertação apresentada à
Escola Politécnica da USP
para a obtenção do Título
de Mestre em Engenharia.

Orientador: Paulo Cesar Leone, PhD

São Paulo, 1983

FD-629

À Rosa Maria,
Ao Renato,
Aos meus pais.

AGRADECIMENTOS

- Ao Dr. Paulo César Leone pela participação e orientação durante a realização não só deste trabalho, mas também de tantos outros nesta área que possibilitaram nosso desenvolvimento profissional e científico.
- Ao Prof. Dr. Manoel A. S. Reis pelo apoio e pela compreensão que permitiram o desenvolvimento deste trabalho.
- Ao Prof. Dr. Toshi-ichi Tachibana pelo apoio e estímulo ao nosso desenvolvimento científico, e principalmente pelo incentivo à conclusão do curso de mestrado.
- Ao Prof. Dr. Hernani L. Brinatti pelos comentários e sugestões que de certo modo nos integraram à vida acadêmica.
- À todos os amigos do IPT que contribuíram para a conclusão deste trabalho, dentre os quais o Dr. José Sotelo Jr., o Dr. Antonio Carlos Fernandes, os Engenheiros Danton Nunes, Mardel B. Conti, Celso P. Pesce, Kazuo Hirata, Sérgio da Silva, Carlos H. Umeda, James M. G. Weiss, Hitoxi Namba, José Carlos Zanutto, José Jaime da Cruz, Jairson de Lima, João D. Bosko, Carlos D. Padovezzi, Issao Miwa; Sras. Ana Gilda Fernandes F. de Souza e Maria H. Takano; Srs. Ricardo de Vivo, Ademir de Souza, Mario D. Luca, Carlos A. G. F. de Souza, José Geraldo de Vitro, Wagner Marini, Ginez da S. Dias; e à todos que, por omissão involuntária não são nominalmente citados.
- Agradeço também, de maneira especial, ao Eng^o Mário R. Gongora Rubio, e aos Estagiários Valter F. Avelino e Erbis L. Biscarri pelo apoio no desenvolvimento e implementação dos aparelhos eletrônicos; e do mesmo modo ao Eng^o José Thomé de Carvalho F^o e ao Estagiário Gabriel F. Gueler pela ajuda e colaboração nas atividades de processamento digital.
- Ao Instituto de Pesquisas Tecnológicas do Estado de São Paulo, bem como à Fundação de Amparo à Pesquisa do Estado de São Paulo pelos recursos financeiros e materiais oferecidos, fundamentais à realização deste trabalho.

RESUMO

O presente trabalho trata da determinação das características de manobra e governo dos navios, através da realização de testes com o navio em escala real, e de ensaios com modelos livres radio controlados.

A dinâmica do movimento do navio é analisada com um modelo matemático simplificado, embora não linear, que permite considerar os aspectos de instabilidade direcional dos navios.

São apresentadas as metodologias de ensaio e o aparato experimental necessário, os quais são aplicados à um navio bastante instável direcionalmente, e à seu modelo reduzido.

Propõe-se minorar os problemas que advêm da instabilidade direcional, com a introdução de uma nova metodologia de controle automático, que permite estabilizar a resposta ao governo dos navios instáveis.

ABSTRACT

The present work deals with the evaluation of ships' steering and maneuvering qualities by means of full-scale and free-running model tests.

Ships' motion and dynamics are described by a non-linear simplified mathematical model, that permits the analysis of ships' course stability.

The methods and procedures of tests, as well as the experimental devices that are necessary, are introduced, and are applied to a ship with a high degree of course instability and its scale model.

It is proposed to solve the problem of poor course stability with the introduction of a new method of automatic control that stabilizes directionally the ship.

SIMBOLOGIA

V, U	- Velocidade do navio
g	- Aceleração da gravidade
L	- Comprimento do navio
L _{pp}	- Comprimento entre perpendiculares
B	- Boca do navio
H	- Calado do navio
C _b	- Coeficiente de bloco
x, y, z	- Eixos do sistema de referência fixo ao navio
x _G , y _G , z _G	- Coordenadas do centro de gravidade
u, v, w	- Componentes do vetor velocidade segundo os eixos x, y, z
ψ	- Angulo de rumo ("yaw")
φ	- Angulo de banda ("roll")
θ	- Angulo de caturro ("pitch")
$\dot{\lambda} = \frac{d\lambda}{dt}$	- Derivada da variável λ em relação ao tempo
r = $\dot{\psi}$	- Velocidade angular em movimentos de guinada
q = $\dot{\theta}$	- Velocidade angular em movimentos de caturro
p = $\dot{\phi}$	- Velocidade angular em movimentos de banda
δ	- Angulo de leme
X, Y, Z	- Componentes do vetor força resultante que atua no navio
$X_u = \frac{\partial X}{\partial u}$	- Termos como estes, indicam os coeficientes hidrodinâmicos de X, Y, N, em relação às variáveis u, v, r, etc...
$X_{uv} = \frac{\partial^2 X}{\partial u \partial v}$	- Termos com dupla indexação indicam coeficientes hidrodinâmicos cruzados em relação às variáveis u, v, r, etc...

Í N D I C E

1. INTRODUÇÃO	01
2. DINÂMICA DO MOVIMENTO DO NAVIO	09
2.1. Considerações Preliminares	09
2.2. Equações do Movimento	10
2.2.1. Desenvolvimento das forças e momentos em séries de Taylor	13
2.2.2. Equações linearizadas do movimento	15
2.2.3. Função de transferência de governo, res posta do navio ao governo	16
2.3. Considerações sobre Estabilidade Direcional dos Navios	22
2.3.1. Análise da estabilidade direcional	25
2.4. Modelo Matemático Não-Linear	29
2.4.1. A função $H(\dot{\psi})$ e a resposta em regime permanente dos navios direcionalmente instáveis	33
2.4.2. Os coeficientes do modelo matemático e a resposta dinâmica do navio	36
2.5. Controlabilidade dos navios	41
3. MÉTODOS EXPERIMENTAIS PARA SINTESE DO MODELO MATEMÁ TICO	45
3.1. Considerações Preliminares	45
3.2. Determinação da Função $H(\dot{\psi})$ - Manobra Espiral Invertido	46

3.2.1.	Realização da manobra espiral em escala real	50
3.2.2.	Realização da manobra espiral com modelos reduzidos	52
3.3.	Determinação dos Parâmetros K , T_1 , T_2 e T_3 ...	54
3.3.1.	O método dos planos de fase	54
3.3.2.	Método da resposta em frequência	59
3.4.	Procedimentos dos Ensaios	65
3.4.1.	Manobra zig-zag convencional	66
3.4.2.	Manobra zig-zag modificado	70
3.4.2.1.	Condição para existência do ciclo limite estável	72
3.4.3.	Manobra zig-zag angular	77
3.4.4.	Manobra desvio paralelo da trajetória ...	79
3.4.5.	Manobra de governo periódico	85
3.4.5.1.	Acionamento senoidal do leme ..	86
3.4.5.2.	Acionamento trapezoidal do leme	87
3.5.	Descrição do Aparato Experimental para os Ensaios com Modelo	91
3.5.1.	Módulo de comando do modelo	91
3.5.1.1.	Controle automático para manobras zig-zag	95
3.5.1.2.	Piloto automático para o modelo	96
3.5.2.	Atuador do leme	99
3.5.3.	Condicionador "rate-gyro"	105

3.5.4.	Transmissor - receptor de R.F.	108
3.5.5.	Sistema propulsor do modelo	109
4.	O PROBLEMA DOS EFEITOS DE ESCALA	113
4.1.	Considerações Preliminares	113
4.2.	Definição do Ponto de Auto-Propulsão do <u>Mode</u> lo	116
4.3.	Características do Escoamento ao Longo dos <u>Mo</u> delos	117
4.4.	O Método da Rugosidade	121
4.4.1.	Considerações iniciais	121
4.4.2.	Viabilidade da aplicação do método	123
4.4.3.	Descrição do método da rugosidade	124
4.4.3.1.	Escoamento bidimensional sobre cilindros	124
4.4.3.2.	Influência da rugosidade no <u>re</u> gime do escoamento	127
5.	REALIZAÇÃO DOS ENSAIOS COM MODELO E NAVIO	130
5.1.	Considerações Preliminares	130
5.1.1.	Dimensões principais do navio e modelo ..	131
5.2.	Ensaio em Escala Real	135
5.2.1.	Manobra zig-zag	136
5.2.2.	Manobra zig-zag angular	141
5.2.3.	Manobra espiral invertido	144
5.2.4.	Manobra de giro	147
5.2.5.	Análise da manobrabilidade do navio <u>exem</u> plo	150
5.2.5.1.	Índices de manobrabilidade ...	150

5.2.5.2. Comentários sobre as manobras padrões	152
5.2.6. Síntese do modelo matemático	154
5.2.6.1. Determinação da função $H(\psi)$	155
5.2.6.2. Determinação dos parâmetros K T_1, T_2, T_3	156
5.3. Ensaio com Modelo Reduzido	161
5.3.1. Ensaio de Auto Propulsão	162
5.3.2. Ensaio de Manobra Espiral Invertido ..	164
5.3.3. Ensaio de Manobras Transientes	165
6. PROPOSTA DE UMA METODOLOGIA DE CONTROLE PARA NAVIOS DIRECIONALMENTE INSTÁVEIS	173
6.1. Considerações Preliminares	173
6.2. Filosofia do Controlador Proposto	174
6.2.1. Controle de rumo convencional dos <u>na</u> vios	174
6.2.2. Estrutura do controlador proposto	175
6.3. Implementação do Sistema - CVG	178
6.3.1. Tradutor de velocidades	178
6.3.2. Função de Transferência - Lei de Contro <u>l</u> le	181
6.4. Resultados Obtidos	185
7. CONSIDERAÇÕES FINAIS	187
7.1. Conclusões	187
7.2. Sugestões para Trabalhos Futuros	189
8. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	191
APÊNDICE 1. Equações do Movimento do Navio em <u>mano</u> bras	203
APÊNDICE 2. Manobras Padrões	219
APÊNDICE 3. Índices de Manobrabilidade	227

- $L[\dot{\psi}(t)] = \dot{\psi}(s)$ - Transformada de Laplace da função $\dot{\psi}(t)$
- $Y_N(s)$ - Função de transferência de governo dos navios
- T_E - Parâmetro das máquinas de leme dos navios
- λ' - Valor adimensional da variável λ
- α - Escala geométrica do modelo
- BB - Designação de bombordo
- BE - Designação de boreste

LISTA DE FIGURAS

- FIGURA 2.1. Sistema de referência
- FIGURA 2.2. Estabilidade direcional e característica de governo
- FIGURA 2.3. Resposta do navio ao ângulo de leme δ_0 ...
- FIGURA 2.4. Estabilidade direcional de governo dos navios (23)
- FIGURA 3.1. Curva característica de governo - Manobra espiral invertido
- FIGURA 3.2. Aparato experimental para o teste de manobra espiral invertido
- FIGURA 3.3. Estrutura do controle automático para o teste de manobra espiral invertido com modelos
- FIGURA 3.4. Resultado da manobra zig-zag e construção do plano de fase
- FIGURA 3.5. Diagrama de Bode da função de transferência do navio
- FIGURA 3.6. Manobra zig-zag e o "comparador de janela"
- FIGURA 3.7. Diagrama de blocos da manobra zig-zag
- FIGURA 3.8. Instrumentação para os ensaios de manobra zig-zag com modelos reduzidos
- FIGURA 3.9. Comparador rumo-leme, entrada e saída
- FIGURA 3.10. Diagrama de blocos de manobra zig-zag modificado
- FIGURA 3.11. Diagrama de Nyquist e a condição de ciclo-limite estável
- FIGURA 3.12. Diagrama de blocos da manobra zig-zag angu

- gular
- FIGURA 3.13. Representação esquemática do procedimento do teste de desvio paralelo da trajetória ..
- FIGURA 3.14. Diagrama de blocos da instrumentação para o ensaio desvio paralelo da trajetória ...
- FIGURA 3.15. Acionamento trapezoidal do leme
- FIGURA 3.16. Representação do ensaio de governo trapezoidal
- FIGURA 3.17. Diagrama de blocos do módulo de comando do modelo
- FIGURA 3.18. Diagrama de blocos do comparador
- FIGURA 3.19. Painel de comando e ajuste do comparador ...
- FIGURA 3.20. Diagrama de blocos da estrutura de controle automático para o modelo
- FIGURA 3.21. Estrutura do controle automático para os ensaios de manobra espiral invertido
- FIGURA 3.22. Ajuste da velocidade angular de referência $\dot{\psi}_0$
- FIGURA 3.23. Módulo de comando do atuador do leme
- FIGURA 3.24. Posição do ajuste A - Tempo de resposta do atuador do leme
- FIGURA 3.25. Posição do ajuste B - Velocidade de acionamento do leme no modelo
- FIGURA 3.26. Posição do ajuste B (δ_{mod}) em função da escala do modelo e de δ_{navio}
- FIGURA 3.27. Torque máximo do atuador do leme
- FIGURA 3.28. Curvas de calibração do condicionador do "rate-gyro"
- FIGURA 4.1. Aspecto esquemático do escoamento descrito por Clarke (55)

- FIGURA 4.2. Aspecto esquemático do escoamento descrito por Nikolaev (59)
- FIGURA 4.3. Influência do número de Reynolds no regime do escoamento
- FIGURA 4.4. Influência da rugosidade no regime do escoamento
- FIGURA 4.5. Regime do escoamento em função do número de Reynolds e da rugosidade superficial ..
- FIGURA 5.1. Resultados do teste de manobra zig-zag em escala real, velocidade - 15 nós, ângulo de leme - 10° , ângulo de rumo - 10°
- FIGURA 5.2. Resultado do teste de manobra zig-zag em escala real, velocidade - 11 nós, ângulo de leme - 10° , ângulo de rumo - 10°
- FIGURA 5.3. Resultado do teste de manobra zig-zag em escala real, velocidade - 15 nós, ângulo de leme - 20° , ângulo de rumo - 20°
- FIGURA 5.4. Resultado do teste de manobra zig-zag em escala real, velocidade - 11 nós, ângulo de leme - 10° , ângulo de rumo - 10°
- FIGURA 5.5. Resultado do teste de manobra zig-zag em escala real, velocidade - 11 nós, ângulo de leme - 10° , velocidade angular - $0,3^{\circ}/\text{seg.}$
- FIGURA 5.6. Resultado do teste de manobra zig-zag em escala real, velocidade - 11 nós, ângulo de leme - 20° , velocidade angular - $0,5^{\circ}/\text{seg.}$
- FIGURA 5.7. Teste de manobra espiral invertido em escala real, velocidade - 15 nós
- FIGURA 5.8. Teste de manobra espiral invertido em escala real, velocidade - 11 nós
- FIGURA 5.9. Resultado na manobra de giro em escala real, velocidade - 15 nós, ângulo de leme - 35°BE

- FIGURA 5.10. Resultado da manobra de giro em escala real, velocidade - 15 nós, ângulo de leme - 35° BB
- FIGURA 5.11. Ajuste polinomial da curva característica de governo
- FIGURA 5.12. Aceleração angular $\ddot{\psi}(t)$, obtida a partir da derivação numérica da velocidade angular $\dot{\psi}(t)$. Teste ZZA-1
- FIGURA 5.13. Plano de fase $\dot{\psi}(t) \times \ddot{\psi}(t)$. Teste ZZA-1 ...
- FIGURA 5.14. Simulação em computador digital e resultado do teste em escala real. Teste ZZA-1 .
- FIGURA 5.15. Arranjo dos equipamentos a bordo do modelo
- FIGURA 5.16. Resultado do ensaio de auto propulsão ...
- FIGURA 5.17. Resultado do ensaio de manobra espiral invertido
- FIGURA 5.18. Registro dos sinais nos ensaios de manobras transientes
- FIGURA 5.19. Resultado dos ensaios de manobra transientes
- FIGURA 6.1. Controle de rumo convencional dos navios.
- FIGURA 6.2. Estrutura do controle proposto com realização da velocidade angular
- FIGURA 6.3. Estrutura de controle proposta com piloto humano como supervisor
- FIGURA 6.4. Diagrama esquemático do sistema CVG implementado no navio exemplo.....
- FIGURA 6.5. Curvas de correspondência entre a posição do timão δ_T e a velocidade angular $\dot{\psi}_0$
- FIGURA 6.6. Simulação digital - influência do ganho K_C na resposta transiente do navio exemplo .
- FIGURA 6.7. Definição do parâmetro T_L
- FIGURA 6.8. Simulação digital - influência do parâmetro T_L na resposta transiente do navio ..
- FIGURA 6.9. Curva característica de governo do sistema navio exemplo + CVG
- FIGURA A2.1. Parâmetros da manobra de giro

FIGURA A2.2. Parâmetros da manobra zig-zag

FIGURA A2.3. Resultados da manobra espiral

FIGURA A3.1. Simbologia para a análise da manobra zig-zag

LISTA DE TABELAS

- TABELA 3.1. Lógica de chaveamento para o módulo de co
mando do modelo
- TABELA 5.1. Características principais do navio exem
plo
- TABELA 5.2. Características principais do modelo redu
zido do navio exemplo
- TABELA 5.3. Testes de manobra zig-zag com navio exem
plo
- TABELA 5.4. Parâmetros zig-zag obtidos nos testes em
escala real
- TABELA 5.5. Testes de manobra zig-zag angular com o na
vio exemplo
- TABELA 5.6. Dimensões do "loop" de histerese
- TABELA 5.7. Parâmetros da manobra de giro
- TABELA 5.8. Comparação entre "loop" de histerese do na
vio exemplo e um super-petroleiro

1. INTRODUÇÃO

O presente trabalho trata de um método para a avaliação e análise das características de manobra e governo das embarcações, com ênfase aos aspectos de estabilidade direcional, utilizando para tanto, técnicas de ensaio com modelos livres rádio-controlados.

Os estudos sôbre manobrabilidade dos navios, durante muito tempo tiveram pouca ou nenhuma influência nos processos do projeto para definição das dimensões principais do casco, as quais eram definidas principalmente em função de variáveis como capacidade de carga, velocidade de serviço, restrições de calado nos portos, custos de construção, etc.... (1). Os aspectos referentes à manobrabilidade eram considerados apenas para a definição da área do leme, e mesmo assim utilizando-se regressões obtidas a partir de dados de navios semelhantes. No entanto, com o advento dos grandes navios super-petroleiros, e mais recentemente dos navios de grande porte e pequeno calado, os chamados SVD - "Shallow Draft Vessels", os quais apresentam dimensões principais tais que as relações de forma; comprimento-boca (L/B), boca-calado (B/H), e coeficiente de bloco (C_b), diferem do padrão usual dos navios convencionais, houve a necessidade de se introduzir as considerações sobre manobrabilidade e governo desde os estágios iniciais do projeto, pois para estes tipos de navios os problemas de manobrabilidade

lidade e governo são inerentes às formas hidrodinâmicas dos cascos.

Existem vários métodos para avaliação das características de manobra dos navios, definidos em função dos procedimentos de análise e estudo empregados. No entanto, existe um ponto comum a todos, que consiste em tratar o problema de manobrabilidade do navio, quanto ao comportamento apresentado pela embarcação durante determinadas evoluções cujos procedimentos são normalizados, as chamadas manobras padrões.

A manobra de giro foi a primeira a ser empregada com o objetivo de fornecer dados para avaliação da manobrabilidade e durante muito tempo foi o único recurso disponível para tanto (3). A introdução da manobra zig-zag por Kempf (4) consistiu em um meio rápido e eficiente para determinação, além das propriedades de giro dos navios, também das características de governo, o que foi implementado com a introdução da manobra espiral por Diudonné (5), que propiciou um método para determinação da estabilidade direcional das embarcações. A realização de testes, de acordo com os procedimentos destas manobras padrões, com modelos reduzidos, ou mesmo com os navios durante as provas de mar, forneceu os subsídios para realizar regressões, ainda hoje utilizadas, que permitem associar a influência da área do leme no diâmetro de giro e na resposta ao governo das embarcações (6), permitindo também o estabelecimento de cri

térios quantitativos para avaliação da manobrabilidade dos navios (7).

Entre os métodos convencionais para análise e estudo da manobrabilidade dos navios, duas linhas de ação se desenvolveram. Um dos enfoques, totalmente experimental, consiste em realizar ensaios com modelos livres, rádio-controlados, onde a realização das manobras padrões com o modelo reduzido do navio, permite determinar diretamente o comportamento do mesmo. O outro método consiste em realizar as manobras padrões através de simulação em computador digital, utilizando para tanto modelos matemáticos que representem o movimento do navio em manobras (8). Esta metodologia é denominada teórico-experimental, pois não prescinde da realização de testes com modelos. Os coeficientes do modelo matemático, as chamadas derivadas hidrodinâmicas, são determinadas através de ensaios com modelos cativos que empregam os mecanismos de movimentos planos, PMM - "planar Motion Mechanism", ou os mecanismos de braços rotativos, os RAM - "Rotating arm Mechanism" (9, 10). Mais recentemente, foi proposto um novo método para determinação das derivadas hidrodinâmicas (11, 12) que consiste em aplicar as técnicas de identificação de sistemas, da teoria de controle moderno, aos movimentos de um modelo livre. Esta última linha de estudo apresenta aspectos dos dois outros métodos existentes, pois realiza ensaios com modelos livres e aplica a simulação digital para realização das manobras padrões.

A introdução dos conceitos da teoria de controle aos estudos sobre a manobrabilidade dos navios criou uma nova conceituação. Modernamente, costuma-se definir como "comportamento em malha aberta" os trabalhos convencionais de determinação das características de manobra já mencionados, e outros como o comportamento dos navios em águas rasas, cruzamento de navios, iteração veículo e via navegável, etc.... De modo geral, estão incluídos nesta categoria os estudos da resposta do navio à procedimentos de controle pré-definidos, como é o caso das leis de governo que regem as manobras padrões. Por outro lado, o "comportamento em malha fechada", compreende os estudos sobre a ação do piloto humano ou do piloto automático nos movimentos do navio, ou seja sobre a controlabilidade dos navios. Esta diferenciação é bastante importante pois referências genéricas à segurança da navegação, por exemplo em hidrovias ou canais de acesso aos portos, dizem respeito ao navio sob ações de controle, de modo que um navio plenamente controlável, sob as mais diversas condições, tornaria a navegação segura (13). Vários estudos tem sido realizados recentemente sob estes aspectos; e as recomendações de entidades como a ATTC - "American Towing Tank Conference", e a ITTC - "International Towing Tank Conference", continuam reafirmando a necessidade de que se prossigam nas entidades membro as pesquisas e trabalhos com os seguintes objetivos (14, 15):

- prover aos projetistas navais critérios para a for

mulação de padrões de manobrabilidade dos navios;

- estudar aspectos de controle automático que colaborem no sentido de uma maior economia de combustível e segurança à navegação;
- revisar os métodos existentes e propor outros para os cálculos das forças hidrodinâmicas que agem nos navios durante as manobras, com esforços no sentido de correlacionar os dados de ensaios com modelos nos tanques de prova e túneis de vento, com os cálculos teóricos e os resultados de testes em escala real;
- avaliar os transientes da resposta ao governo dos navios especialmente quanto à manobras em velocidades reduzidas, e em águas restritas;
- propor novos métodos e analisar os existentes para a correlação dos resultados de ensaios em tanque de provas e testes em escala real;
- continuar estudando as técnicas de ensaio existentes, principalmente os procedimentos mais recentes que envolvem identificação de sistemas;
- propor métodos para análise dos sistemas de controle dos navios, especialmente no caso de navios com perfil de missão especial e navios com sistemas de posicionamento dinâmico.

Neste contexto, diversos trabalhos de pesquisa de desenvolvimento foram realizados na Divisão de Engenharia Naval e Oceânica (DINAV) do Instituto de Pesquisas Tecnológicas do Estado de São Paulo S.A. (IPT), os quais incentivaram a apresentação de dissertações de mestrado para os programas de pós-graduação da Escola Politécnica da Universidade de São Paulo (EPUSP). Em 1972, Reis (16), ado

tando o modelo matemático proposto por Abkowitz (8), apresentou a introdução à técnica teórico experimental para os estudos de manobrabilidade das embarcações, propondo um aparato experimental para a determinação de alguns coeficientes hidrodinâmicos do modelo matemático mencionado. Sotelo (17), utilizando-se da simulação de manobras com o mesmo modelo matemático, propôs a aplicação dos métodos da teoria de controle ótimo para modelagem do timoneiro humano. Cruz (19), em 1981, propôs o desenvolvimento de um piloto automático aplicando os conceitos de controle estocástico e o filtro estendido de Kalman para a estimação do estado do navio.

Embora estes trabalhos constituam um extraordinário avanço, e representem o domínio do conhecimento científico correspondente ao estado da arte neste campo de estudos, existe uma lacuna importante que necessita ser preenchida. O modelo matemático empregado, conforme já mencionado, necessita das derivadas hidrodinâmicas como dados de entrada, cuja determinação depende de aparatos experimentais não disponíveis, até o momento, no Laboratório de Hidrodinâmica da Divisão de Engenharia Naval e Oceânica do IPT, os PMM ou RAM. Este espaço foi parcialmente preenchido pelo trabalho desenvolvido por Brinatti (12), que no entanto não pode ser eficientemente aplicado pois prescinde da realização de ensaios com modelos livres, cujo aparato experimental também não é disponível.

Este trabalho pretende preencher a lacuna existente, e através da aplicação de técnicas de ensaio com modelos livres determinar as características de manobra e governo das embarcações, propondo para tanto a adoção de um modelo matemático simplificado que permite avaliar as características de manobra e controle dos navios. No Capítulo II, é descrito este modelo matemático a ser empregado na análise da dinâmica do movimento do navio. Este equacionamento, inicialmente proposto por Nomoto (20), pode ser obtido a partir das equações de Abkowitz (8) até então empregadas, com a vantagem adicional de ser bastante simples matematicamente, mesmo em análises não lineares, representando com bastante fidelidade a resposta ao governo dos navios. Neste capítulo, também são apresentados os conceitos de estabilidade direcional, índices de manobrabilidade, e a relação entre esses índices e as características de manobra das embarcações.

O Capítulo III apresenta a metodologia experimental empregada para análise e determinação dos parâmetros do modelo matemático utilizado. Os ensaios propostos, cujos procedimentos são tais que possam ser realizados tanto em testes de provas de mar dos navios, como em ensaios com modelos em tanques de prova, também são descritos.

No Capítulo IV, apresentam-se as considerações básicas sobre o "efeito de escala" e as discrepâncias entre o comportamento em manobras do navio e do modelo re

duzido em escala. Identificam-se as causas deste fenômeno e propõe-se a utilização do "método da rugosidade" para melhor correlação dos resultados.

No Capítulo V, são apresentadas as caracteriísticas de um navio com alto grau de instabilidade direcional, utilizado como exemplo para aplicação das metodologias em estudo. Apresentam-se os resultados dos ensaios propostos no Capítulo III, desenvolvidos com o modelo reduzido deste navio, e também os resultados dos testes de prova de mar realizados com o navio em escala real. Para ambos os casos são aplicados os métodos de síntese do modelo matemático não-linear proposto.

O Capítulo VI constitui uma aplicação dos métodos e procedimentos desenvolvidos neste trabalho. Propõe-se um controlador para navios direcionalmente instáveis, que atue de modo a estabilizar a resposta em regime permanente do navio, tornando o comportamento destes navios semelhantes aos navios convencionais, estáveis direcionalmente. A avaliação desta proposta de controle é feita através de simulações em computador digital e da realização de testes com o navio exemplo, em prova de mar.

No Capítulo VII, por fim, apresentam-se as conclusões e comentários sobre a metodologia de análise proposta e as recomendações para estudos adicionais a serem desenvolvidos.

2. DINÂMICA DO MOVIMENTO DO NAVIO

2.1. *Considerações Preliminares*

Neste Capítulo são apresentados as equações do movimento do navio no plano horizontal.

Inicialmente, são determinados a partir da Lei de Newton as forças e momentos que agem no navio. Estas forças e momentos, de origem hidrodinâmica, as quais são funções das propriedades do corpo, dos parâmetros do movimento e das características do meio, são desenvolvidas em Séries de Taylor; de modo a constituir juntamente com as expressões das leis do movimento, o modelo matemático do navio em manobras. Este modelo, usualmente denominado como modelo de Abkowitz (8), é apresentado no Apêndice 1 deste trabalho.

O modelo matemático, assim desenvolvido, é linearizado e reduzido à uma equação diferencial de terceira ordem, que relaciona os movimentos de guinada, ou as mudanças de rumo do navio, aos acionamentos do leme. Deste modo, é possível introduzir o conceito de função de transferência para análise dos problemas de governo e controle dos navios (20).

Os aspectos não lineares do problema, ligados à instabilidade direcional de rumo, são introduzidos na equação diferencial mencionada, por meio de considerações sobre a resposta em regime permanente dos navios aos acionamentos do leme.

2.2. Equações do Movimento

O movimento do navio, de acordo com o desenvolvimento apresentado por diversos Autores (8, 24), é tratado como o movimento de um corpo rígido com os seis graus de liberdade, sob a ação de forças e momentos de origem gravitacional, hidrostática e hidrodinâmica.

A definição de um sistema de referência para descrever o movimento deve levar em conta a facilidade de determinação destas forças e momentos, que são funções da geometria do corpo, entre outros fatores. Por este motivo, define-se um sistema de referência fixo no navio, de modo que a geometria do mesmo se mantenha invariável com o tempo. Por outro lado, o posicionamento deste sistema de referência no corpo, deve procurar facilitar o equacionamento ou melhor, a representação do movimento, razão pela qual procura-se tirar proveito da existência de um plano de simetria longitudinal nos navios, localizando dois eixos do sistema de referência neste plano e o terceiro perpendicularmente à estes.

Assim sendo, conforme a Figura 2.1, o sistema de referência adotado fica posicionado no navio de modo que o eixo x coincide com a linha de centro longitudinal do navio e é orientado para vante. O eixo y é transversal e orientado para boreste, enquanto o eixo z é vertical e orientado para baixo. Este sistema, assim montado, constitui uma base ortonormal direta, e o sentido positivo dos movimentos angulares de guinada ("yaw") ψ , de inclinação transversal ou banda ("roll") ϕ , e de caturro ("pitch") θ , são os indicados na Figura 2.1.

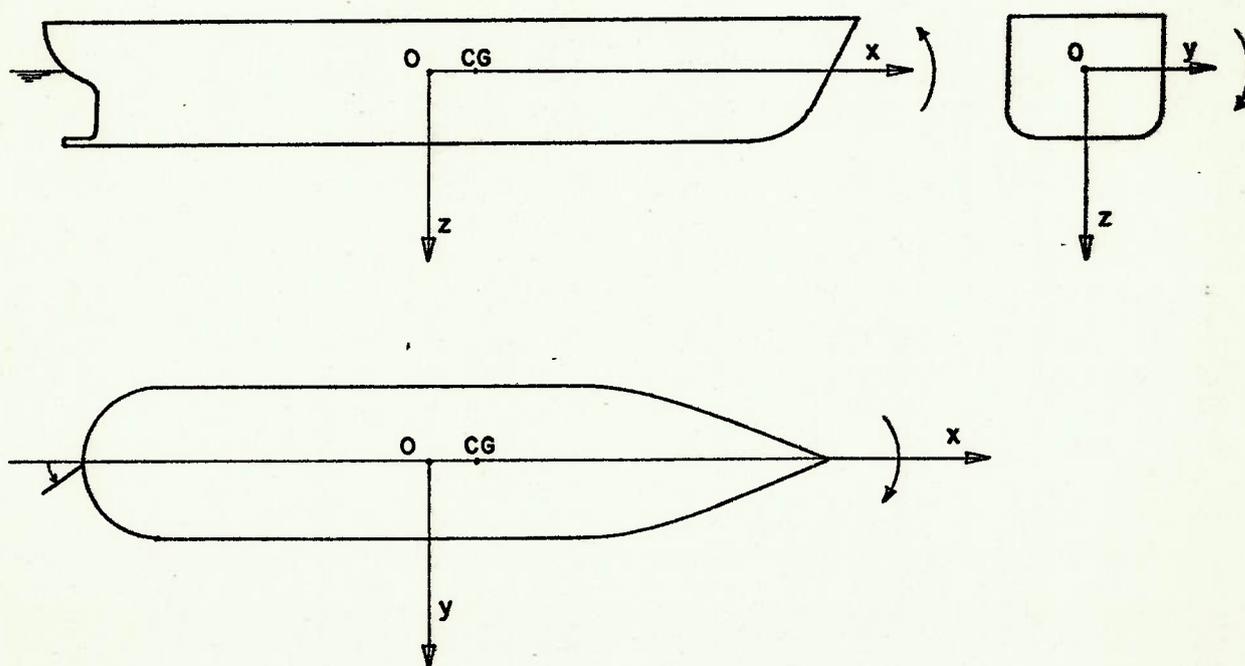


FIGURA 2.1. Sistema de Referência.

Assumindo os eixos como sendo os eixos principais de inércia, e a origem do sistema de referência no centro de gravidade (C.G.), pode-se escrever a Lei de Newton em equações de forças e momentos separadamente:

$$\vec{F} = \frac{d}{dt} (m \vec{U}_G) \quad (2.1)$$

$$\vec{M} = \frac{d}{dt} \vec{H}_G \quad (2.2)$$

onde:

- m - massa do navio;
- \vec{F} - vetor força resultante que age no navio;
- \vec{U} - vetor velocidade linear;
- \vec{M} - vetor momento resultante que age no navio;
- \vec{H} - vetor quantidade de movimento angular do navio.

De acordo com o desenvolvimento apresentado no Apêndice 1, as duas equações acima, Eqs. (2.1) e (2.2), resultam, para o movimento plano horizontal dos navios, as três expressões a seguir:

$$X = m(\dot{u} - rv - x_G r^2) \quad (2.3)$$

$$Y = m(\dot{v} - ru - x_G \dot{r}) \quad (2.4)$$

$$N = I_z \dot{r} + mx_G (\dot{v} + ru) \quad (2.5)$$

que traduzem, portanto, a aplicação da Lei de Newton ao movimento do navio, considerando as seguintes hipóteses sim

plificadoras:

- os movimentos angulares de inclinação transversal ("roll") e de caturro ("pitch") são negligenciados por serem desprezíveis durante as manobras de navios convencionais;
- o centro de gravidade é considerado como estando posicionado no plano de simetria longitudinal, ou seja, $Y_G = 0$.

2.2.1. Desenvolvimento das forças e momentos em séries de Taylor

As forças e momentos X, Y e N nas equações do movimento, podem ser expressas como funções das propriedades do corpo, propriedades do movimento, propriedades do meio, e parâmetros das superfícies de controle, os lemes.

Deste modo, tem-se:

$$\left. \begin{array}{l} X \\ Y \\ N \end{array} \right\} = f(X_0, Y_0, Z_0, \phi', \psi, u, v, \omega, p, q, r, \dot{u}, \dot{v}, \dot{\omega}, \dot{p}, \dot{q}, \dot{r}, \delta, \dot{\delta}, \ddot{\delta} \dots) \quad (2.6)$$

A aplicação do desenvolvimento em Séries de Taylor, nas diversas variáveis, fornece as expressões linearizadas das forças e momentos, conforme apresentado no Apêndice 1.

Deste modo, considerando-se como condição de equilíbrio o movimento retilíneo uniforme à velocidade U_0 , e apenas os termos de primeira ordem do desenvolvimento, tem-se:

$$X = X_0 + X_u \Delta u + X_v v + X_r r + X_{\dot{u}} \dot{u} + X_{\dot{v}} \dot{v} + X_{\dot{r}} \dot{r} + X_{\delta} \delta \quad (2.7)$$

$$Y = Y_0 + Y_u \Delta u + Y_v v + Y_r r + Y_{\dot{u}} \dot{u} + Y_{\dot{v}} \dot{v} + Y_{\dot{r}} \dot{r} + Y_{\delta} \delta \quad (2.8)$$

$$N = N_0 + N_u \Delta u + Y_v v + Y_r r + Y_{\dot{u}} \dot{u} + Y_{\dot{v}} \dot{v} + Y_{\dot{r}} \dot{r} + Y_{\delta} \delta \quad (2.9)$$

onde:

- X_0, Y_0, N_0 - valores das forças e momentos referentes a condição de equilíbrio;
- $\Delta u = u - U_0$ ou seja, $u = U_0 + \Delta u$;
- os coeficientes do desenvolvimento são as chamadas "derivadas hidrodinâmicas".

Hipóteses simplificadoras, descritas no Apêndice 1, que consideram a simetria do navio, permitem reescrever estas equações de modo a constituir as expressões linearizadas das forças e momentos hidrodinâmicos que agem nos navios em movimentos no plano horizontal:

$$X = X_u \Delta u + X_{\dot{u}} \dot{u} \quad (2.10)$$

$$Y = Y_v v + Y_r r + Y_{\dot{v}} \dot{v} + Y_{\dot{r}} \dot{r} + Y_{\delta} \delta \quad (2.11)$$

$$N = N_v v + N_r r + N_{\dot{v}} \dot{v} + N_{\dot{r}} \dot{r} + N_{\delta} \delta \quad (2.12)$$

2.2.2. Equações linearizadas do movimento

As expressões linearizadas das forças e momentos, Eqs. (2.10), (2.11) e (2.12) podem ser substituídas nas equações do movimento, Eqs. (2.3), (2.4) e (2.5) respectivamente, desde que se proceda à linearização destas últimas, conforme descrito no Apêndice 1.

Este processo de linearização, considera a mesma condição de equilíbrio já mencionada, ou seja, movimento retilíneo uniforme do navio e despreza os termos de ordem superior, resultando:

$$X = m \dot{u} \quad (2.13)$$

$$Y = m(\dot{v} + r U_0 + x_G \dot{r}) \quad (2.14)$$

$$N = I_z \dot{r} + m x_G (\dot{v} + r U_0) \quad (2.15)$$

A substituição das expressões linearizadas das forças e momentos hidrodinâmicas, Eqs. (2.10), (2.11) e (2.12), fornece as equações linearizadas do movimento do navio no plano horizontal, quais sejam:

$$(X_{\dot{u}} - m)\dot{u} + X_u \Delta u = 0 \quad (2.16)$$

$$(Y_{\dot{v}} - m)\dot{v} + Y_v v + (Y_{\dot{r}} - m x_G)\dot{r} + (Y_r - m U_0)r + Y_{\delta} \delta = 0 \quad (2.17)$$

$$(N_{\dot{v}} - mx_G)\dot{v} + N_v v + (N_{\dot{r}} - I_z)\dot{r} + (N_r - mx_G U_o)r + N_{\delta} \delta = 0 \quad (2.18)$$

2.2.3. *Função de transferência de governo, resposta do navio ao governo.*

As equações (2.17) e (2.18), apresentadas no item anterior permitem obter duas equações diferenciais de segunda ordem em $\dot{\psi}(t)$ e $v(t)$ relacionadas com $\delta(t)$, ou seja, consegue-se determinar a partir daquelas equações as funções resposta do navio aos acionamentos do leme, em movimentos de guinada ("yaw"), e em movimentos de translação laterais ("sway"); conforme proposto por Nomoto (20).

Considerando apenas a relação entre ângulo de leme e guinada do navio, pode-se a partir da equação de força lateral, Eq. (2.17) e da equação de momento Eq. (2.18); eliminando-se os termos em \underline{v} e $\underline{\dot{v}}$, obter uma equação em $\underline{\dot{r}}$, \underline{r} e δ .

Utilizando a notação:

$$r = \dot{\psi} = \frac{d\psi}{dt} \quad \text{e} \quad \dot{r} = \ddot{\psi} = \frac{d^2\psi}{dt^2} \quad (2.19)$$

obtem-se:

$$(Y_{\dot{v}} - m)\dot{v} + Y_v v = (mx_G - Y_{\dot{r}})\ddot{\psi} + (mU_o - Y_r)\dot{\psi} - Y_{\delta} \delta \quad (2.20)$$

$$(mx_G - N_{\dot{v}})\dot{v} - N_v v = (N_{\dot{r}} - I_z)\ddot{\psi} + (N_r - mx_G U_o)\dot{\psi} + N_{\delta} \delta \quad (2.21)$$

A partir das equações acima, pode-se obter:

$$v = \frac{G \ddot{\psi} + H \dot{\psi} + I \delta}{J} \quad (2.22)$$

portanto, diferenciando esta equação, obtem-se:

$$\dot{v} = \frac{G \ddot{\psi} + H \dot{\psi} + I \delta}{J} \quad (2.23)$$

onde:

$$\bullet G = (mx_G - N_v)(mx_G - Y_r) - (Y_v - m)(N_r - I_z) \quad (2.24)$$

$$\bullet H = (mx_G - N_v)(mU_o - Y_r) - (Y_v - m)(N_r - mx_G U_o) \quad (2.25)$$

$$\bullet I = -N_\delta(Y_v - m) - Y_\delta(mx_G - N_v) \quad (2.26)$$

$$\bullet J = Y_v(mx_G - N_v) + N_v(Y_v - m) \quad (2.27)$$

Substituindo-se a Eq. (2.22) e a Eq. (2.23) na Eq. (2.20), tem-se:

$$\begin{aligned} G(Y_v - m)\ddot{\psi} + \left[H(Y_v - m) + G Y_v - J(mx_G - Y_r) \right] \dot{\psi} + \\ \left[H Y_v - J(mU_o - Y_r) \right] \psi = \\ = (-J Y_\delta - I Y_v) \delta - I(Y_v - m) \dot{\delta} \quad (2.28) \end{aligned}$$

Reescrevendo de modo conveniente esta equação (2.28), tem-se:

$$P \ddot{\psi} + Q \dot{\psi} + \dot{\psi} = R \delta - Z \dot{\delta} \quad (2.30)$$

onde:

$$P = \frac{G(Y_{\dot{v}} - m)}{H Y_v - J(mU_o - Y_r)} \quad (2.31)$$

$$Q = \frac{H(Y_{\dot{v}} - m) + G Y_v - J(mx_G - Y_r)}{H Y_v - J(mU_o - Y_r)} \quad (2.32)$$

$$R = \frac{-J Y_{\delta} - I Y_v}{H Y_v - J(mU_o - Y_r)} \quad (2.33)$$

$$Z = \frac{I(Y_{\dot{v}} - m)}{H Y_v - J(mU_o - Y_r)} \quad (2.34)$$

Substituindo-se nas Eqs. (2.31), (2.32), (2.33) e (2.34) as expressões (2.24), (2.25), (2.26) e (2.27), correspondentes a G, H, I e J respectivamente, obtém-se:

$$P = \frac{(mx_G - N_{\dot{v}})(mx_G - Y_r) - (Y_{\dot{v}} - m)(N_r - I_z)}{-N_v(mU_o - Y_r) - Y_v(N_r - mx_G U_o)} \quad (2.35)$$

$$Q = \frac{(mx_G - N_{\dot{v}})(mU_o - Y_r) - (Y_{\dot{v}} - m)(N_r - mx_G U_o) - Y_v(N_r - I_z) - N_v(mx_G - Y_r)}{N_v(mU_o - Y_r) + Y_v(N_r - mx_G U_o)} \quad (2.36)$$

$$R = \frac{-N_v Y_\delta + Y_v N_\delta}{N_v (mU_o - Y_r) + Y_v (N_r - mx_G U_o)} \quad (2.37)$$

$$Z = \frac{-N_\delta (Y_v - m) - Y_\delta (mx_G - N_v)}{N_v (mU_o - Y_r) + Y_v (N_r - mx_G U_o)} \quad (2.38)$$

Tomando a transformada de Laplace da equação (2.30), tem-se:

$$L[P \ddot{\psi}] = P [s^2 \dot{\psi}(s) - s \dot{\psi}(0) - \dot{\psi}(0)] \quad (2.39)$$

$$L[Q \dot{\psi}] = Q [s \dot{\psi}(s) - \dot{\psi}(0)] \quad (2.40)$$

$$L[R \delta] = R [\delta(s) - \delta(0)] \quad (2.41)$$

$$L[\dot{\psi}] = \dot{\psi}(s) - \dot{\psi}(0) \quad (2.42)$$

$$L[Z \delta] = Z [s \delta(s) - \delta(0)] \quad (2.43)$$

Lembrando que no instante inicial ($t=0$), a situação de movimento do navio é movimento retilíneo à velocidade constante, tem-se:

$$\ddot{\psi}(0) = \dot{\psi}(0) = 0 \quad (2.44)$$

e considerando que nesta condição o leme seja nulo, a transformada de Laplace da Eq. (2.30) se reduz a:

$$P s^2 \dot{\psi}(s) + Q s \dot{\psi}(s) + \dot{\psi}(s) = R \delta(s) - Z s \delta(s) \quad (2.45)$$

ou seja:

$$Y_N(s) = \frac{\dot{\psi}(s)}{\delta(s)} = \frac{R(1 - \frac{Z}{R} s)}{P s^2 + Q s + 1} \quad (2.46)$$

que é a função de transferência, ou função resposta ao governo do navio em termos de velocidade do movimento de guinada.

A função de transferência $Y_N(s)$, Eq. (2.46), possui dois polos e um zero. De acordo com os conceitos de dinâmica dos sistemas pode-se dizer que a função de transferência do navio apresenta: uma "constante de ganho proporcional" e "três constantes de tempo". Assim sendo, para melhor identificação física das constantes P, Q, R e Z nesta equação, convém redefini-los por:

$$P = T_1 T_2 \quad (2.47)$$

$$Q = (T_1 + T_2) \quad (2.48)$$

$$R = K \quad (2.49)$$

$$-\frac{Z}{R} = T_3 \quad (2.50)$$

Deste modo, a equação (2.46) passa a ser escrita com uma nomenclatura mais conveniente e de acordo com a adotada na bibliografia (20), ou seja:

$$Y_N(s) = \frac{\dot{\psi}(s)}{\delta(s)} = \frac{K(1 + s T_3)}{(1 + s T_1)(1 + s T_2)} \quad (2.51)$$

ou, no domínio do tempo:

$$T_1 T_2 \ddot{\psi} + (T_1 + T_2)\dot{\psi} + \psi = K \delta + K T_3 \dot{\delta} \quad (2.52)$$

Esta equação, Eq. (2.52), corresponde ao modelo matemático linear que será utilizado no decorrer deste trabalho, as constantes de tempo T_1 , T_2 e T_3 , e a constante de ganho K , estão relacionadas com as derivadas hidrodinâmicas, conforme as expressões (2.35), (2.36), (2.37) e (2.38). Substituindo-se nestas expressões a nomenclatura recém introduzida, tem-se:

$$T_1 T_2 = \frac{(mx_G - N_{\dot{v}})(mx_G - Y_{\dot{r}}) - (Y_{\dot{v}} - m)(N_{\dot{r}} - I_z)}{-N_v(mU_o - Y_r) - Y_v(N_r - mx_G U_o)} \quad (2.53)$$

$$T_1 + T_2 = \frac{(mx_G - N_{\dot{v}})(mU_o - Y_r) - (Y_{\dot{v}} - m)(N_r - mx_G U_o) - Y_v(N_{\dot{r}} - I_z) + N_v(mx_G - Y_{\dot{r}})}{N_v(mU_o - Y_r) + Y_v(N_r - mx_G U_o)} \quad (2.54)$$

$$T_3 = \frac{Y_{\delta}(mx_G - N_{\dot{v}}) + N_{\delta}(Y_{\dot{v}} - m)}{-N_v Y_{\delta} + N_{\delta} Y_v} \quad (2.55)$$

$$K = \frac{-N_v Y_\delta + N_\delta Y_v}{N_v (mU_o - Y_r) + Y_v (N_r - mx_G U_o)} \quad (2.56)$$

As considerações sôbre os aspectos não li-
neares do problema de governo e manobrabilidade dos navios
serão tratados posteriormente à conceituação e discussão
da estabilidade direcional dos navios, apresentada a
seguir.

2.3. Considerações sobre Estabilidade Direcional dos Navios

O conceito de estabilidade direcional ou es-
tabilidade de rumo dos navios está intimamente ligado à de-
finição de estado de equilíbrio. Um corpo qualquer é consi-
derado em equilíbrio se após sofrer a ação momentânea de
alguma solicitação de origem externa conseguir voltar à si-
tuação original de equilíbrio. Deste modo, considerando co-
mo condição de equilíbrio o movimento retilíneo do navio,
num determinado rumo, diz-se que o navio é direcionalmente
estável se ao navegar nesta condição de equilíbrio e for
submetido à ação de alguma força ou momento externo, como
uma rajada de vento ou uma onda, conseguir após algumas os-
cilações voltar a condição inicial de movimento retilíneo,
sem que para isso seja necessário qualquer acionamento do
leme. De acordo com esta definição, os navios instáveis di-
recionalmente quando submetidos à perturbações externas ten-
dem a divergir da condição de equilíbrio inicial, não con-

seguindo retornar a condição de movimento retilíneo.

Os dados sobre a estabilidade direcional dos navios podem ser obtidos através do resultado do teste de manobra espiral ou espiral invertido (Apêndice 2). O resultado deste teste consiste em uma curva de velocidade angular de guinada $\dot{\psi}$ versus ângulo de leme δ , denominada "curva característica de governo" ou simplesmente característica de governo.

A Figura 2.2 a seguir apresenta o aspecto da característica de governo para navios estáveis, marginalmente estáveis e instáveis direcionalmente. Quanto mais instável o navio, maior será o "loop" de histerese apresentado, e por outro lado, quanto mais estável o navio mais linear será o aspecto da curva característica de governo.

De acordo com o exposto, estabilidade direcional significa manter o movimento retilíneo sob a ação de perturbações externas. Se considerarmos as forças e momentos gerados no leme como a introdução voluntária de uma perturbação, pode-se imaginar que um navio estável será mais difícil de manobrar que um navio instável. Por outro lado, para manter o rumo de um navio instável, serão necessários acionamentos bastante mais frequentes do leme que no caso dos navios estáveis. Este aspecto conflitante entre manobrabilidade e estabilidade direcional deve ser tra

tado com especial cuidado pelo arquiteto naval. Alguns autores (22, 23) têm realizado estudos com intuito de definir o grau de instabilidade direcional permissível que não comprometa a controlabilidade de rumo do navio, e a relação de compromisso existente entre ambos (24).

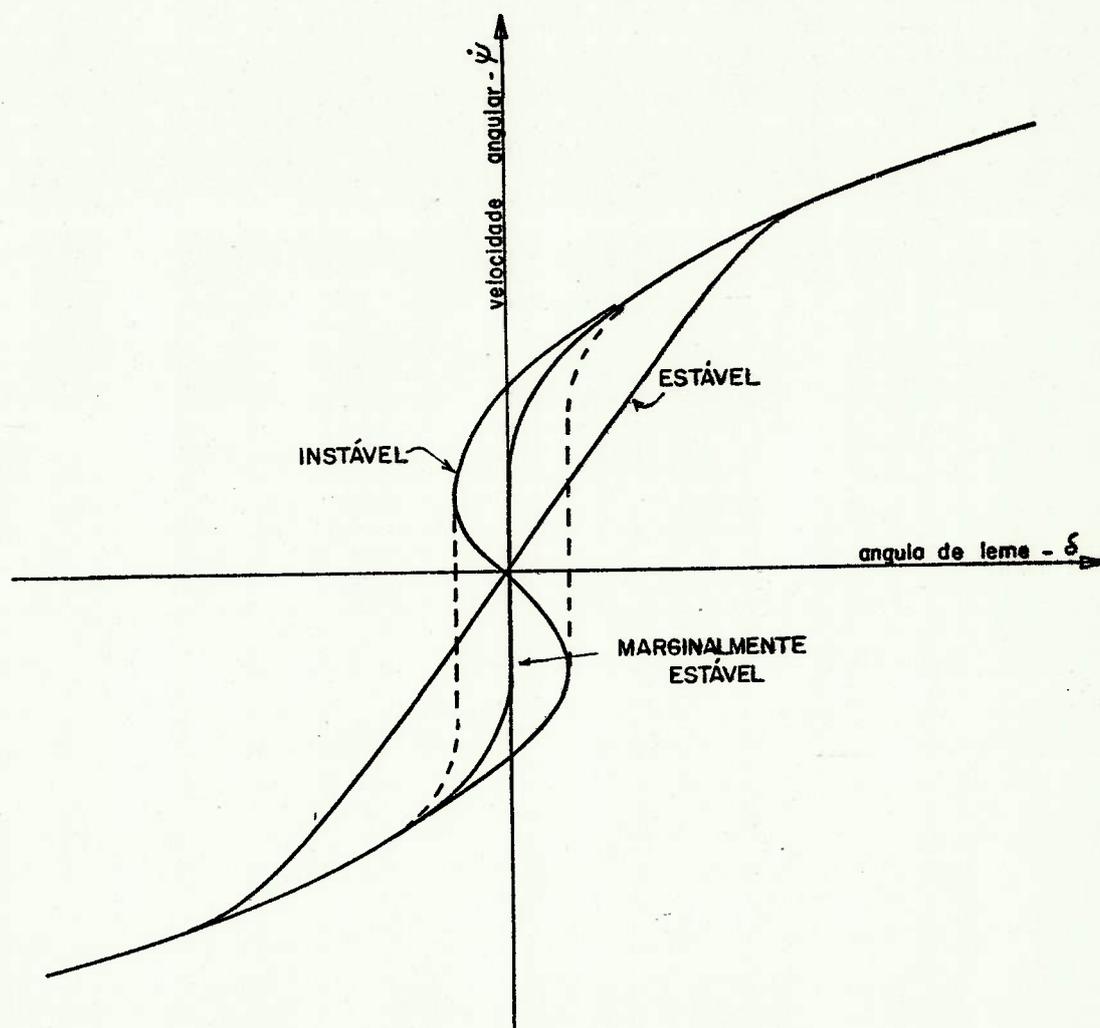


FIGURA 2.2. Estabilidade Direcional e Característica de Governo.

2.3.1. Análise da estabilidade direcional

A situação de equilíbrio para definição da estabilidade direcional, conforme exposto, movimento retilíneo com leme ao meio, $\delta=0$ reduz a Eq. (2.52) a:

$$T_1 T_2 \ddot{\psi} + (T_1 + T_2)\dot{\psi} + \psi = 0 \quad (2.57)$$

ou seja:

$$\ddot{\psi} + \left(\frac{1}{T_1} + \frac{1}{T_2}\right)\dot{\psi} + \frac{1}{T_1 T_2}\psi = 0 \quad (2.58)$$

cuja solução é:

$$\dot{\psi}(t) = C_1 e^{-t/T_1} + C_2 e^{-t/T_2} \quad (2.59)$$

onde C_1 e C_2 são constantes de integração.

Deste modo, conforme esta última equação, Eq. (2.59), a condição de estabilidade direcional dos navios se resume em T_1 e T_2 serem números reais positivos ou complexos com parte real positiva. Uma vez que isto aconteça, após a ocorrência de alguma perturbação, a velocidade angular de guinada tenderá a zero, de modo que o navio reassuma a condição de movimento retilíneo após determinado intervalo de tempo.

A função de transferência de governo dos navios $Y_N(s)$, Eq. (2.51), apresenta uma equação característica do segundo grau do tipo:

$$A s^2 + B s + C = 0 \quad (2.60)$$

cujas raízes são:

$$-\frac{1}{T_1} \quad \text{e} \quad -\frac{1}{T_2}$$

Portanto, considerando a Eq. (2.60) acima, tem-se:

$$\frac{C}{A} = \frac{1}{T_1 T_2} \quad (2.61)$$

e

$$\frac{B}{A} = \frac{1}{T_1} + \frac{1}{T_2} \quad (2.62)$$

Utilizando-se as expressões (2.53) e (2.54) de T_1 , T_2 e $(T_1 + T_2)$ respectivamente, em (2.61) e (2.62) obtém-se:

$$\frac{A}{C} = \frac{(Y_{\dot{v}} - m)(N_{\dot{r}} - I_z) - (mx_G - N_{\dot{v}})(mx_G - Y_{\dot{r}})}{Y_v(N_r - mx_G U_o) + N_v(mU_o - Y_r)} \quad (2.63)$$

$$\frac{B}{A} = \frac{(Y_{\dot{v}} - m)(N_r - mx_G U_o) + Y_v(N_{\dot{r}} - I_z) - N_v(Y_{\dot{r}} - mx_G) - (N_{\dot{v}} - mx_G)(Y_r - mU_o)}{(Y_{\dot{v}} - m)(N_{\dot{r}} - I_z) - (mx_G - N_{\dot{v}})(mx_G - Y_{\dot{r}})} \quad (2.64)$$

O significado físico para a condição de estabilidade, T_1 e T_2 positivos, pode ser obtida a partir do cálculo destes parâmetros, raízes da equação característica da função de transferência de governo, Eq. (2.51).

Considerando a Eq. (2.51) e a Eq. (2.60), tem-se:

$$-\frac{1}{T_1}, -\frac{1}{T_2} = \frac{-B \pm \sqrt{B^2 - 4AC}}{2A} \quad (2.65)$$

onde:

$$A = (Y_{\dot{v}} - m)(N_{\dot{r}} - I_z) - (mx_G - N_{\dot{v}})(mx_G - Y_{\dot{r}}) \quad (2.66)$$

$$B = (Y_{\dot{v}} - m)(N_r - mx_G U_o) + Y_{\dot{v}}(N_{\dot{r}} - I_z) - N_{\dot{v}}(Y_{\dot{r}} - mx_G) - (N_{\dot{v}} - mx_G)(Y_r - mU_o) \quad (2.67)$$

$$C = Y_{\dot{v}}(N_r - mx_G U_o) + N_{\dot{v}}(mU_o - Y_r) \quad (2.68)$$

De acordo com as considerações desenvolvidas na Ref.(8) e na Ref.(25) sobre a natureza das derivadas hidrodinâmicas conclui-se que A e B são positivos. Portanto a condição para T_1 e T_2 positivos se resume em $C \geq 0$, constituindo o critério para determinação da estabilidade direcional dos navios:

$$C = Y_{\dot{v}}(N_r - mx_G U_o) + N_{\dot{v}}(mU_o - Y_r) > 0 \quad (2.69)$$

Considerando as características das derivadas hidrodinâmicas desta equação, Eq. (2.69), conforme apresentado nas Refs.(8) e (24), verifica-se que:

- Y_v é sempre um número negativo grande;
- N_r é sempre um número negativo grande;
- Y_r pode ser positivo ou negativo, mas com valor absoluto pequeno;
- m é sempre positivo e grande;
- x_G pode ser positivo ou negativo, mas o valor absoluto é pequeno.

Os valores relativos das derivadas hidrodinâmicas entre si, indicam que o fator determinante para que o critério de estabilidade direcional seja atendido, ou seja, para $C > 0$, reside no valor relativo da derivada N_v . Conforme exposto acima, o termo $(mU_o - Y_r)$ constituirá sempre um número bastante positivo na equação (2.69), portanto se N_v for positivo ter-se-á $C > 0$ e estabilidade direcional, por outro lado, se N_v for negativo pode-se ter $C < 0$ e instabilidade direcional. Deste modo, quando menos negativo o valor de N_v menor será a instabilidade direcional do navio e quanto mais positivo maior será a estabilidade direcional.

2.4. Modelo Matemático Não-Linear

O modelo matemático linear da resposta do navio, em termos de movimento de guinada, aos acionamentos do leme, conforme o desenvolvimento apresentado nos itens anteriores é descrito por uma equação diferencial de segunda ordem em $\dot{\psi}$ - velocidade angular de guinada, Eq. (2.52):

$$T_1 T_2 \ddot{\psi} + (T_1 + T_2)\dot{\psi} + \psi = K\delta + K T_3 \dot{\delta} \quad (2.52)$$

que é válida para movimentos do navio com amplitudes máximas delimitadas pelos intervalos nos quais as linearizações efetuadas sejam válidas. De acordo com vários Autores (8, 20, 21) este intervalo de $\dot{\psi}$ e δ é suficiente para análise dos movimentos de guinada de navios direcionalmente estáveis em manobras convencionais do tipo zig-zag (Apêndice 1), manobras de mudança ou manutenção de rumo e etc....

No entanto, para navios direcionalmente instáveis, a equação diferencial linear só consegue representar o movimento do navio em intervalos muito limitados de $\dot{\psi}$ e δ , insuficientes para as análises das manobras mencionadas.

A solução da equação (2.52) para o acionamento do leme a um valor δ_0 é:

$$\dot{\psi}(t) = C_1 e^{-t/T_1} + C_2 e^{-t/T_2} + K \delta_0 \quad (2.70)$$

onde, C_1 e C_2 são constantes de integração.

Considerando o caso de navios direcionalmente estáveis, quando ambos parâmetros T_1 e T_2 são positivos, tem-se que a resposta do navio em regime permanente a este acionamento do leme será dado por:

$$\dot{\psi}(t) = \lim_{t \rightarrow \infty} (C_1 e^{-t/T_1} + C_2 e^{-t/T_2} + K \delta_0) = K \delta_0 \quad (2.71)$$

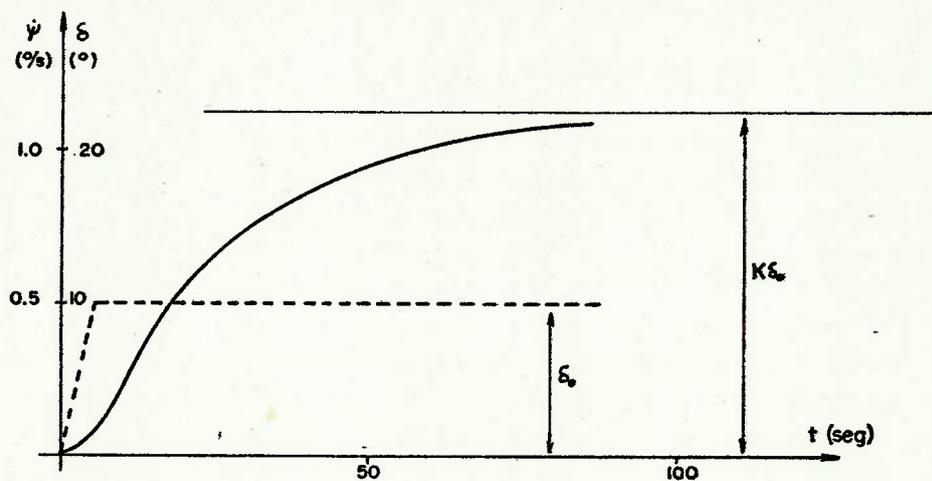


FIGURA 2.3. Resposta do navio ao ângulo de leme δ_0 .

Este resultado, assim obtido, pode ser facilmente verificado pelo comportamento que os navios dire

cionalmente estáveis apresentam nos testes de manobra espiral, cujos resultados nada mais são que a resposta em regime permanente dos mesmos. (Figura 2.2, item 2.3).

Por outro lado, no caso de navios direcionalmente instáveis, quando a curva característica de governo, resultado da manobra espiral, apresenta um "loop" de histerese em torno da origem, o modelo matemático adotado mostra-se inadequado, pois não permite representar a resposta em regime permanente de navios com este tipo de comportamento. As razões para que isto aconteça, residem no fato de que o "loop" de histerese na curva característica de governo traduz não-linearidades do movimento do navio, as quais não estão sendo considerados no modelo matemático linear apresentado.

Rescrevendo, modelo linear de modo conveniente a Eq. (2.52), tem-se:

$$\ddot{\psi} + \left(\frac{1}{T_1} + \frac{1}{T_2}\right) \dot{\psi} + \frac{1}{T_1 T_2} \psi = \frac{K}{T_1 T_2} \delta + T_3 \dot{\delta} \quad (2.72)$$

De acordo com as expressões (2.53), (2.54), (2.55) e (2.56), tem-se que os coeficientes de equação acima são:

$$\frac{1}{T_1} + \frac{1}{T_2} = \frac{(Y_{\dot{v}} - m)(N_r - mx_G U_o) + Y_v(N_{\dot{r}} - I_z) - N_v(Y_{\dot{r}} - mx_G) - (N_v - mx_G)(Y_r - mU_o)}{(Y_{\dot{v}} - m)(N_{\dot{r}} - I_z) - (mx_G - N_{\dot{v}})(mx_G - Y_{\dot{r}})} = \frac{B}{A} \quad (2.73)$$

$$\frac{1}{T_1 T_2} = \frac{Y_v (N_r - mx_G U_o) + N_v (mU_o - Y_r)}{(Y_v - m)(N_r - I_z) - (mx_G - N_v)(mx_G - Y_r)} = \frac{C}{A} \quad (2.74)$$

$$\frac{K}{T_1 T_2} = \frac{N_\delta Y_v - N_v Y_\delta}{(Y_v - m)(N_r - I_z) - (mx_G - N_v)(mx_G - Y_r)} \quad (2.75)$$

$$T_3 = \frac{Y_\delta (mx_G - N_v) + N_\delta (Y_v - m)}{-N_v Y_\delta + N_\delta Y_v} \quad (2.55)$$

Segundo vários Autotes como Bech (26), Nomo to (27) e Norrbin (28), as não-linearidades que determinam as características de instabilidade direcional dos navios são funções das forças e momentos hidrodinâmicos que agem no casco dos navios durante as manobras, cujos valores de pendem da intensidade do movimento, principalmente do movimento de guinada ($\dot{\psi}$). Examinando as expressões (2.73), (2.74), (2.75) e (2.55), verifica-se que apenas o coeficiente $\frac{1}{T_1 T_2}$, está diretamente relacionado com as derivadas hidrodinâmicas Y_r e N_r , cujo comportamento é não-linear e função da velocidade angular de guinada $\dot{\psi}$. Os demais podem ser considerados constantes durante as manobras, para uma dada velocidade de avanço do navio.

Deste modo, a representação matemática não-linear do movimento de guinada dos navios é realizada introduzindo-se na equação diferencial proposta, Eq. (2.72), uma função não-linear que represente estas não-linearidades do

movimento. Esta função $H(\dot{\psi})$ é adotada de modo que:

$$H(\dot{\psi}) = \frac{1}{K} \dot{\psi}, \text{ ou seja, } \dot{\psi} = K H(\dot{\psi}) \quad (2.76)$$

Substituindo na Eq. (2.72), tem-se:

$$\ddot{\psi} + \left(\frac{1}{T_1} + \frac{1}{T_2}\right) \dot{\psi} + \frac{K}{T_1 T_2} H(\dot{\psi}) = \frac{K}{T_1 T_2} (\delta + T_3 \dot{\delta}) \quad (2.77)$$

Esta equação, Eq. (2.77), constitui o modelo matemático não-linear adotado neste trabalho e representa com boa fidelidade o movimento de guinada dos navios, conforme pode-se verificar nos capítulos posteriores, onde resultados de simulações em computador digital são comparados com testes de provas de mar do navio exemplo.

2.4.1. A função $H(\dot{\psi})$ e a resposta em regime permanente dos navios direcionalmente instáveis

De acordo com as considerações sobre estabilidade direcional apresentadas nos itens 2.3 e 2.3.1, para os navios instáveis a resposta ao governo em regime permanente apresenta um caráter tanto mais não-linear quanto maior for a instabilidade direcional do navio. A introdução de não-linearidades no modelo matemático, mais especificamente, da função $H(\dot{\psi})$ permite considerar os aspectos da resposta em regime permanente destes navios direcionalmente instáveis.

A situação de equilíbrio, proposta anteriormente, não é atingida no caso dos navios instáveis, pois na região delimitada pelo "loop" de histerese da curva característica de governo, a resposta destes navios diverge. No entanto, conforme será mostrado no item 3.4.2, mais adiante neste trabalho, os navios direcionalmente instáveis podem apresentar, em regime permanente, uma resposta ao governo não divergente mas com características de um ciclo-limite estável.

Sob este aspecto, nesta condição de ciclo-limite, acionando-se o ângulo de leme num intervalo $\pm \Delta\delta$ em torno de um valor δ_0 , a resposta em regime permanente dos navios instáveis é oscilatória e fica delimitada a um intervalo $\dot{\psi}_0 \pm \Delta\dot{\psi}$.

Nesta situação, é válido afirmar que:

$$\lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_0^T \delta(t) dt = \delta_0 \quad (2.78)$$

e

$$\lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_0^T T_3 \dot{\delta}(t) dt = 0 \quad (2.79)$$

pois o acionamento do leme tem caracter oscilatório.

Deste modo, a partir da Eq. (2.77), tem-se que na condição de regime permanente mencionada:

$$H(\dot{\psi}_0) = \delta_0 \quad (2.80)$$

Por outro lado, considerando que no intervalo $\pm \Delta\dot{\psi}$ ao redor de $\dot{\psi}_0$, pode-se escrever:

$$\lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_0^T \dot{\psi}(t) dt = \dot{\psi}_0 \quad (2.81)$$

Estas relações, (2.80) e (2.81) permitem concluir que a função $H(\dot{\psi})$ representa os ângulos de leme δ_0 necessários para equilibrar as forças e momentos hidrodinâmicos que agem nos navios durante os movimentos de guinada à velocidade $\dot{\psi}_0$, traduzindo o comportamento dos navios em regime permanente e a curva $\dot{\psi}-\delta$, característica de governo dos navios.

2.4.2. Os coeficientes do modelo matemático e a resposta dinâmica do navio

No item anterior procurou-se mostrar a relação de identidade existente entre a curva $\dot{\psi}-\delta$, característica de governo, e a função $H(\dot{\psi})$ do modelo matemático. Neste item, pretende-se determinar a influência dos outros parâmetros do modelo matemático, K , T_1 , T_2 e T_3 na resposta dinâmica do navio e as relações entre estes e a função $H(\dot{\psi})$,

complementando as discussões sobre estabilidade direcional apresentadas no item 2.3.1.

A função $H(\dot{\psi})$, embora não-linear, pode ser linearizada num intervalo $\Delta\dot{\psi}$ em torno de uma velocidade angular pré-definida $\dot{\psi}_0$. Procedendo à esta operação, a equação (2.77), linearizada é:

$$\begin{aligned} \ddot{\psi} + \left(\frac{1}{T_1} + \frac{1}{T_2}\right)\dot{\psi} + \frac{K}{T_1 T_2} \left[(\dot{\psi} - \dot{\psi}_0) \left. \frac{dH(\dot{\psi})}{d\dot{\psi}} \right|_{\dot{\psi} = \dot{\psi}_0} + H(\dot{\psi}_0) \right] = \\ = \frac{K}{T_1 T_2} \left[(\Delta\delta + \delta_0) + T_3 \dot{\delta} \right] \end{aligned} \quad (2.82)$$

Em termos de função de transferência, ou seja, tomando a transformada de Laplace da equação (2.82) acima, tem-se:

$$Y_N(s) = \frac{\dot{\psi}(s)}{\delta(s)} = \frac{\frac{K T_3}{T_1 T_2} s + \frac{1}{T_3}}{s^2 + \left(\frac{1}{T_1} + \frac{1}{T_2}\right)s + \frac{K}{T_1 T_2} \left. \frac{dH(\dot{\psi})}{d\dot{\psi}} \right|_{\dot{\psi} = \dot{\psi}_0}} \quad (2.83)$$

A partir das considerações efetuadas para a definição da função $H(\dot{\psi})$, Eq. (2.76), pode-se escrever:

$$\left. \frac{dH(\dot{\psi})}{d\dot{\psi}} \right|_{\dot{\psi} = \dot{\psi}_0} = \frac{1}{K} \quad (2.84)$$

de modo que a equação característica da função da transferência Eq. (2.83), se reduz à:

$$s^2 + \left(\frac{1}{T_1} + \frac{1}{T_2}\right) s + \frac{1}{T_1 T_2} = 0 \quad (2.85)$$

equação análoga à Eq. (2.60) do item 2.3.1, cujas raízes $-\frac{1}{T_1}$ e $-\frac{1}{T_2}$, são tais que:

$$-\frac{1}{T_1}, -\frac{1}{T_2} = -\frac{B \pm \sqrt{B^2 - 4AC}}{2A} \quad (2.65)$$

onde, A, B e C são dados pelas expressões (2.66), (2.67) e (2.68) respectivamente, já apresentadas naquele item.

A condição para estabilidade direcional, T_1 e T_2 positivos, ou $C > 0$, pode ser relacionada com a equação (2.84), de modo que, a partir da função $H(\psi)$, ou seja, da curva característica de governo possa ser determinada a estabilidade direcional dos navios.

Considerando a expressão do parâmetro K, em função das derivadas hidrodinâmicas, Eq. (2.56), e a definição do parâmetro C, Eq. (2.68), tem-se:

$$K = \frac{Y_v N_\delta - N_v Y_\delta}{Y_v (N_r - m x_G U_o) + N_v (m U_o - Y_r)} = \frac{Y_v N_\delta - N_v Y_\delta}{C} \quad (2.86)$$

A análise do numerador da expressão acima, (2.86), permite considerar que:

$$\frac{N_{\delta}}{Y_{\delta}} \cong \frac{-1/2 L_{pp} Y_{\delta}}{Y_{\delta}} \cong -\frac{1}{2} L_{pp} \quad (2.87)$$

$$\frac{N_v}{Y_v} \cong \frac{a L_{pp} Y_v}{Y_v} \cong a L_{pp} \quad (2.88)$$

onde:

a - distância em porcentagem do centro de aplicação das forças hidrodinâmicas por unidade de velocidade lateral do navio, o qual está situação à van te da secção mestra.

Segundo a definição acima, o parâmetro a é sempre positivo. Do mesmo modo, as análises sobre os valores relativos das derivadas hidrodinâmicas (8), indicam que Y_v é sempre negativo, do mesmo modo que N_{δ} para lemes ins talados na popa do navios.

De acordo com essas considerações, o numera dor da Eq. (2.86) fica sendo:

$$Y_v N_{\delta} (1 + 2 a) \quad (2.89)$$

que é um número positivo.

Portanto, de acordo com as Eqs. (2.84), (2.86) e (2.89), o critério de estabilidade direcional, ($C \geq 0$), po

de ser avaliado a partir da curva característica de governo, ou seja, da função $H(\dot{\psi})$.

Considerando o ponto $\dot{\psi}_o = 0$, correspondente à movimento retilíneo uniforme, tem-se a Eq. (2.84) avaliada na origem. Deste modo, considerando também as constantes de tempo do navio T_1 e T_2 , Eq. (2.65), pode-se concluir que:

$$\bullet \text{ se } \left. \frac{dH(\dot{\psi})}{d(\dot{\psi})} \right|_{\dot{\psi}_o = 0} = \frac{1}{K} > 0 \quad (2.90)$$

tem-se $T_1 > 0$ e $T_2 > 0$, e o navio apresenta estabilidade direcional;

$$\bullet \text{ se } \left. \frac{dH(\dot{\psi})}{d(\dot{\psi})} \right|_{\dot{\psi}_o = 0} = \frac{1}{K} < 0 \quad (2.91)$$

tem-se $T_1 < 0$ e $T_2 > 0$, e o navio apresenta instabilidade direcional;

$$\bullet \text{ se } \left. \frac{dH(\dot{\psi})}{d(\dot{\psi})} \right|_{\dot{\psi}_o = 0} = \frac{1}{K} = 0 \quad (2.92)$$

tem-se $T_1 = 0$ e $T_2 > 0$, e o navio apresentar-se-á marginalmente estável.

Os coeficientes K , T_1 e T_2 , portanto, estão de certo modo relacionados com as características de estabilidade direcional dos navios. Reportando-nos às Eqs. (2.59) e (2.71), pode-se tecer algumas considerações sobre a influência destes parâmetros na resposta transiente dos navios.

Os coeficientes T_1 e T_2 são tais que $|T_1| > |T_2|$ pois ambos são raízes de uma equação quadrática. Por outro lado T_2 é sempre positivo, enquanto T_1 pode ser positivo nulo ou negativo conforme a condição de estabilidade direcional do navio. Este fato de $|T_1| > |T_2|$, aliado à resposta exponencial dos navios, determina o papel preponderante de T_1 na resposta transiente do navio. Assim sendo, de acordo com as Eqs. (2.59) e (2.71), pode-se verificar que a resposta do navio será tanto mais rápida quanto menor o valor absoluto de T_1 e neste caso mais estável será o navio, desde que seja positivo.

A contribuição do coeficiente T_3 se faz principalmente nos estágios iniciais das manobras quando o leme está sendo acionado. Deste modo, este parâmetro não tem nenhuma influência na estabilidade direcional dos navios, mas cresce em importância quando se considera a controlabilidade dos navios. Por exemplo, no caso de manobras de controle de rumo, as quais são realizadas aplicando-se acionamentos sucessivos ao leme, a influência deste parâmetro T_3 é significativa.

No Apêndice 3 é apresentada uma simplificação do modelo matemático, denominada análise simplificada linear, que introduz os índices de manobrabilidade, K_I e T_I . Estes índices estão intimamente relacionados com os parâmetros K , T_1 , T_2 e T_3 do modelo matemático não-linear, e através deles o entendimento do significado físico destes parâmetros é imediato.

2.5. Controlabilidade dos Navios

A estabilidade direcional dos navios, de acordo com a conceituação apresentada nos itens anteriores, constitui uma característica passiva dos mesmos, determinada em função das dimensões principais e das formas hidrodinâmicas dos cascos.

O conceito de controlabilidade dos navios é definido como sendo a capacidade do navio manter um determinado rumo com auxílio das superfícies de controle, ou seja, com o acionamento dos lemes. Os navios direcionalmente estáveis sempre apresentam boas características de controlabilidade por dois motivos principais:

- existem menores possibilidades do navio desviar do seu rumo original, e;
- as respostas ao governo são mais rápidas permitindo correções eficientes com pequenos acionamentos dos lemes.

Navios direcionalmente instáveis apresentam tempos de resposta maiores e são mais sensíveis à perturbações externas, de modo que a controlabilidade dos mesmos pode ser comprometida. Assim sendo, os estudos sobre a controlabilidade destes navios devem ser realizados levando em consideração as leis de controle aplicadas aos acionamentos do leme e o comportamento do piloto humano para manter o navio numa determinada trajetória.

Alguns estudos neste sentido foram apresentados por Hooft (32, 33) e Nomoto (23), com objetivo de estabelecer critérios quantitativos à definição do grau de instabilidade direcional permissível aos navios, de modo que a controlabilidade de rumo não fosse comprometida. Para tanto, estes estudos foram realizados em simuladores de manobras (34, 36) de modo a considerar, o comportamento real piloto humano e o seu julgamento sobre a estabilidade direcional dos navios.

O trabalho de Hooft (33) consistiu em verificar o comportamento de navios com diferentes graus de estabilidade direcional, sob a influência de correntezas diversas. Este trabalho foi desenvolvido no simulador de manobras do NSMB - "Netherlands Ship Model Basin" (36) com seis pilotos, que após navegarem os navios atribuíam aos mesmos graus de aceitabilidade. A principal conclusão deste estudo, reside no fato de que, quaisquer considerações sobre critérios de controlabilidade dos navios não pode

riam ser estabelecidas separadamente aos aspectos psicológicos e subjetivos determinantes à ação dos pilotos; ressaltando deste modo, a importância da aplicação dos simuladores de manobras aos estudos para definição da controlabilidade dos navios.

O trabalho desenvolvido por Nomoto (23) é muito mais objetivo e introduz um critério para definição do grau de instabilidade direcional permissível aos navios, de modo a não comprometer a controlabilidade dos mesmos. Os resultados são apresentados sob o aspecto de facilidade de governo dos navios instáveis.

A Figura 2.4, a seguir, ilustra o critério desenvolvido para a controlabilidade dos navios navegando em linha reta, num determinado curso, sob o comando de um piloto humano.

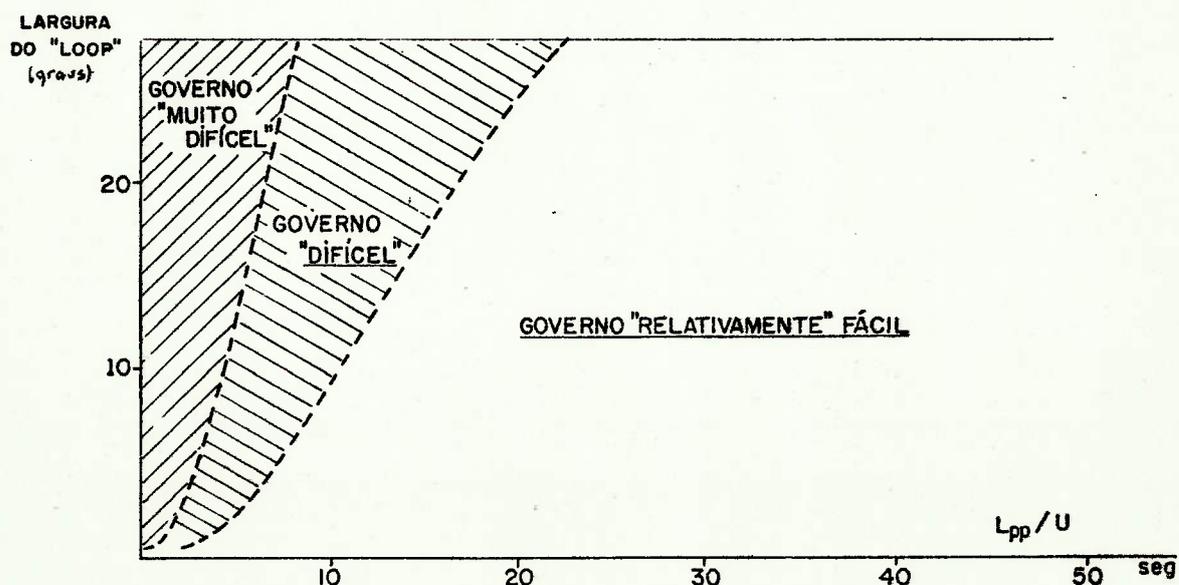


FIGURA 2.4. Estabilidade direcional e facilidade de governo dos navios (23).

De acordo com esta figura, pode-se ver que o fator tamanho do navio é bastante importante nas considerações sobre a controlabilidade do mesmo. Digamos que um grande super-petroleiro com comprimento de 300m apresentasse um "loop" no resultado da manobra espiral com largura de 10° . Este tipo de navio apresenta resposta bastante lenta aos acionamentos do leme, traduzindo um valor de L_{pp}/U bastante grande digamos 40.0seg., e portanto boa controlabilidade. Se considerarmos um segundo navio com comprimento de 100m e mesma velocidade o parâmetro L_{pp}/U será da ordem de 10seg. Se for mantida a mesma característica de instabilidade direcional, é claro que será muito mais difícil governar este segundo navio pois os tempos de resposta ao governo são mais rápidos, e a margem de erro permissível ao piloto humano será bem menor.

Assim sendo, embora as características de estabilidade direcional dos navios constituam um fator importante ao estudo da manobrabilidade dos navios, os aspectos de controlabilidade ou controle em malha fechada devem também ser considerados, pois o mesmo grau de instabilidade direcional que não ocasiona problema de controle a um determinado tipo de navio pode ser extremamente crítico ao governo de outros navios.

3. MÉTODOS EXPERIMENTAIS PARA SÍNTESE DO MODELO MATEMÁTICO

3.1. *Considerações Preliminares*

Neste capítulo são apresentados os métodos experimentais para determinação dos parâmetros K , T_1 , T_2 e T_3 do modelo matemático proposto, Eq. (2.77), bem como da função $H(\psi)$ que representa as não-linearidades do movimento de guinada dos navios.

As técnicas experimentais ou os procedimentos dos ensaios são desenvolvidos de modo que possam ser aplicados tanto a ensaios com modelos reduzidos quanto a testes de provas de mar dos navios, em escala real, permitindo sintetizar o modelo matemático em ambos os casos. Desse modo, os ensaios são realizados com modelos livres, ou seja, auto-propelidos e comandados a distância por controle remoto.

Os procedimentos de ensaios, bem como as metodologias empregadas na análise dos resultados, podem ser divididas em dois grupos, ou seja:

- método dos planos de fase, que consiste em determinar trajetórias do movimento de guinada dos navios em planos de fase, nos quais determinam-se os parâmetros do modelo matemático, e;

- método da resposta em frequência, que consiste em determinar através dos ensaios a função resposta ao governo no domínio da frequência, de modo que com o auxílio do Diagrama de Bode, representativo da função de transferência do navio, determinam-se os parâmetros procurados.

As não-linearidades do modelo matemático, existentes principalmente no caso de navios direcionalmente instáveis, são determinadas, em ambos os casos, através da resposta ao governo dos navios em regime permanente, ou seja, com a realização do teste de manobra espiral ou espiral invertido.

Neste capítulo, serão descritos os procedimentos experimentais empregados na realização dos ensaios e as mencionadas metodologias para análise dos resultados.

3.2. *Determinação da Função $H(\dot{\psi})$ - Manobra Espiral Invertido*

As não-linearidades do movimento de guinada dos navios, de acordo com o item 2.4, são consideradas com a introdução no modelo matemático da função $H(\dot{\psi})$, representativa da resposta ao governo dos navios em regime permanente (item 2.4.1). Esta função pode ser obtida através do teste de manobra espiral ou espiral invertido.

O procedimento do teste de manobra espiral (Apêndice 2) não permite a determinação da função $H(\dot{\psi})$, curva $\dot{\psi}-\delta$, para os navios direcionalmente instáveis. Estes navios apresentam como resultado da manobra espiral um "loop" de histerese, em torno da origem, no interior do qual não se consegue determinar os pontos desta função.

No entanto, o teste de manobra espiral invertido, proposto por Bech (30), que consiste em estabelecer uma determinada velocidade angular $\dot{\psi}_0$, e governar o navio de modo a manter esta velocidade angular constante, permite definir os pontos da função $H(\dot{\psi})$ no interior do "loop" histerese.

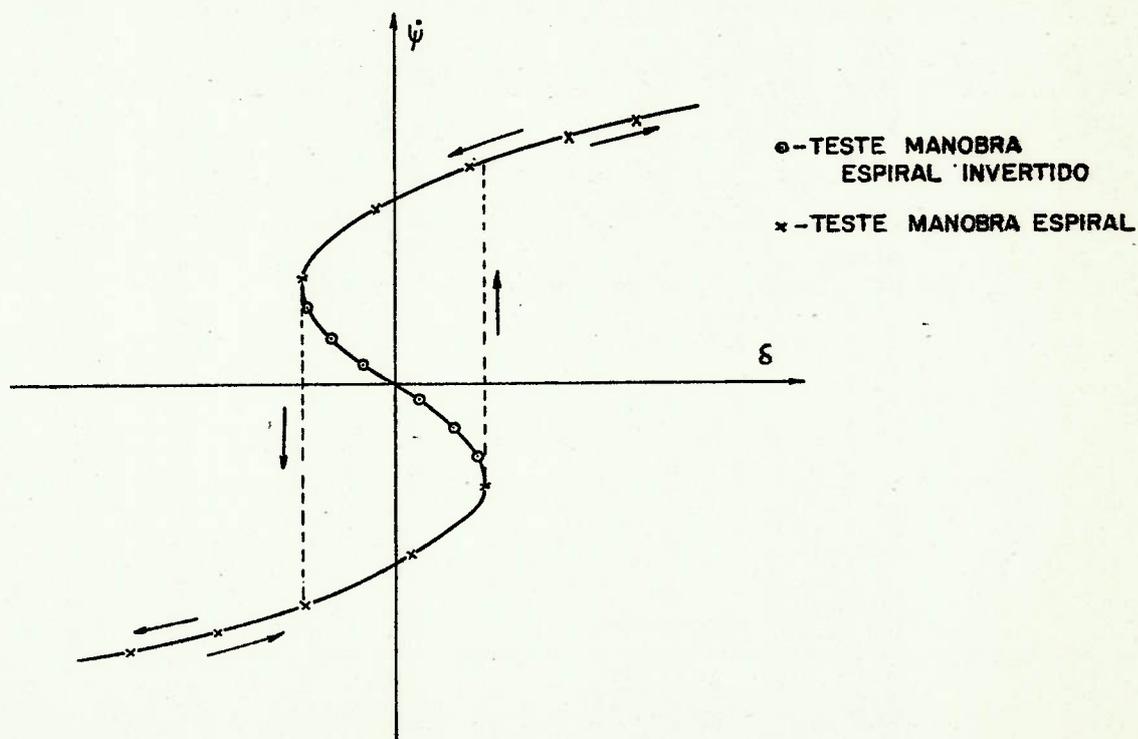


FIGURA 3.1. Curva característica de governo - Manobra Espiral Invertido.

Supondo-se que seja possível, através do acionamento contínuo do leme, manter a velocidade angular do navio variando no intervalo $\pm\Delta\dot{\psi}$ em torno de $\dot{\psi}_0$, pode-se escrever, de acordo com Eq. (2.77), que em regime permanente:

$$\lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_0^T \left[\psi + \left(\frac{1}{T_1} + \frac{1}{T_2} \right) \ddot{\psi} + \frac{K}{T_1 T_2} H(\dot{\psi}) \right] dt \rightarrow \frac{K}{T_1 T_2} H(\dot{\psi}_0) \quad (3.1)$$

$$\lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_0^T \frac{K}{T_1 T_2} \left[T_3 \dot{\delta} + \delta \right] dt \rightarrow \frac{K}{T_1 T_2} \delta_0 \quad (3.2)$$

ou seja:

$$\text{quando } T \rightarrow \infty, \quad H(\dot{\psi}_0) = \delta_0 \quad (3.3)$$

Portanto, é possível associar a velocidade angular $\dot{\psi}_0$, o valor médio do ângulo de leme δ_0 , correspondente ao valor da função $H(\dot{\psi})$ neste ponto. (ver item 2.4.1).

Em termos práticos, o teste de manobra espiral invertido é realizado do seguinte modo (39):

- aciona-se o leme de modo que o navio adquira movimento angular de guinada;
- assim que o navio atingir o valor $\dot{\psi}_0$ desejado, o comandante do navio deve acionar o leme para o bordo

oposto e manter a velocidade angular atuando o leme conveniente;

- o objetivo do comandante é manter esta velocidade angular utilizando ângulos de leme sempre decrecentes e simétricos, para ambos os bordos;
- o teste termina quando o comandante estiver acionando o leme a intervalos de tempo aproximadamente iguais para ambos os bordos e a flutuação em torno do valor médio δ_0 for da ordem de $\pm 2^\circ$, ou melhor, no máximo $\pm 4^\circ$.

De acordo com alguns Autores (39, 30), o tempo necessário para o navio atingir $\dot{\psi}_0$ constante, segundo este procedimento é da ordem de 5 minutos, tornando viável a realização do teste espiral invertido durante as provas de mar. Cumpre notar que este procedimento é mais aplicado que o da manobra espiral convencional pois este último é muito demorado.

Uma vez determinada a curva característica de governo, $\dot{\psi}-\delta$, através do resultado de manobra espiral ou manobra espiral invertido a função $H(\dot{\psi})$ pode ser obtida considerando-se que $\delta = H(\dot{\psi})$. Assim sendo, procedendo-se a um ajuste polinomial, pode-se obter:

$$\delta = H(\dot{\psi}) = a_0 + a_1 \dot{\psi} + a_2 \dot{\psi}^2 + \dots + a_n \dot{\psi}^n \quad (3.4)$$

Normalmente, este polinômio é de terceira ordem, mas em alguns casos a curva característica de governo só é adequada

mente representada por um polinômio do 5º grau, como é o caso do navio exemplo apresentado no Capítulo 5.

3.2.1. Realização da manobra espiral em escala real

A realização do teste de manobra espiral, não requer nenhum equipamento especial, além daqueles existentes no passadiço de um navio convencional, quais sejam: o indicador do ângulo de leme e a repetidora da bússola giroscópica, que indica o ângulo de rumo do navio. Nestes testes deve-se anotar o ângulo de leme, que permanece fixo numa determinada posição, o ângulo de rumo do navio. A velocidade angular correspondente é obtida a partir do cálculo da taxa de variação do ângulo do rumo no tempo.

O teste de manobra espiral invertido, no entanto, requer equipamento eletrônico especial, pois é necessário registrar continuamente o ângulo de leme e a velocidade angular de guinada. Normalmente, o ângulo de leme é obtido por um transdutor potenciométrico acoplado à máquina do leme (39) e a velocidade angular por intermédio de um "rate-gyro", que fornece diretamente a velocidade de guinada do navio. O equipamento disponível no Tanque de Provas da Divisão de Engenharia Naval e Oceânica do IPT para realização deste ensaio tem seu funcionamento esquematizado na Figura 3.2, a seguir.

De acordo com a figura, o sinal da velocidade angular do navio, medida pelo "rate-gyro", é comparada no amplificador diferencial, e o desvio em relação ao valor pré-determinado $\dot{\psi}_0$ é indicado para o timoneiro em um mostrador analógico. Deste modo, o objetivo do timoneiro passa a ser a manutenção do ponteiro na posição 0 do mostrador, acionando o leme convenientemente. Registra-se continuamente durante todo o ensaio o valor da referência $\dot{\psi}_0$, o desvio da velocidade angular $\Delta\dot{\psi}(t)$ e o ângulo de leme, empregado, definindo-se portanto os pares $\dot{\psi}_0 - \delta_0$ da função $H(\dot{\psi})$.

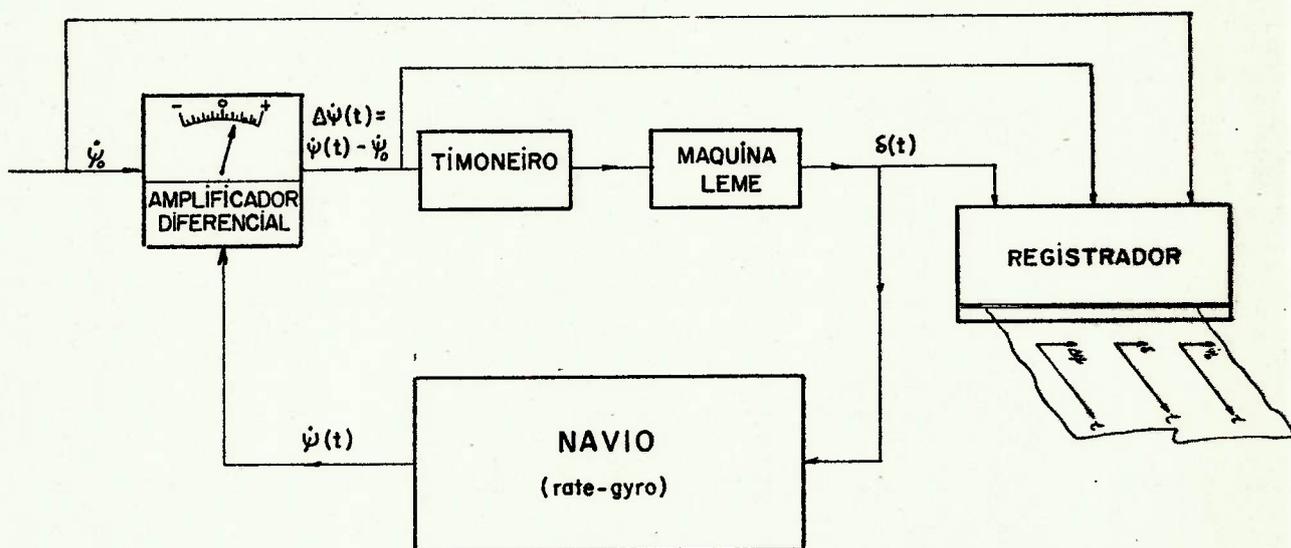


FIGURA 3.2. Aparato experimental para o teste de manobra espiral invertido.

3.2.2. Realização da manobra espiral com modelos reduzidos

Os procedimentos para realização dos ensaios de manobra espiral ou espiral invertido com modelos reduzidos rádio-controlados, são os mesmos empregados nos testes em escala real já descritos. No entanto, existem aspectos operacionais dos ensaios com modelos reduzidos que ao serem considerados, fazem com que estes procedimentos sejam ligeiramente modificados.

Basicamente, os problemas acontecem, durante os ensaios de manobra espiral invertido, devido à impossibilidade de reproduzir na escala do modelo os tempos de resposta do operador, que aciona o leme para manter uma determinada velocidade angular. Deste modo, o operador nos testes com modelo é muito rápido, razão pela qual ele aplica ângulos de leme maiores e a intervalos de tempo proporcionalmente menores que durante os testes com navios, ocasionando alguns transtornos para atingir a condição de ciclo-limite estável no qual a função $H(\dot{\psi})$ pode ser avaliada.

Assim sendo, é conveniente realizar o ensaio de manobra espiral invertido com modelos, empregando-se um piloto automático, ao invés do operador humano, que exerça uma ação de controle proporcional do tipo:

$$\delta^*(t) = C_1 \{ \dot{\psi}_0 - \dot{\psi}(t) \} \quad (3.5)$$

conforme o diagrama a seguir:

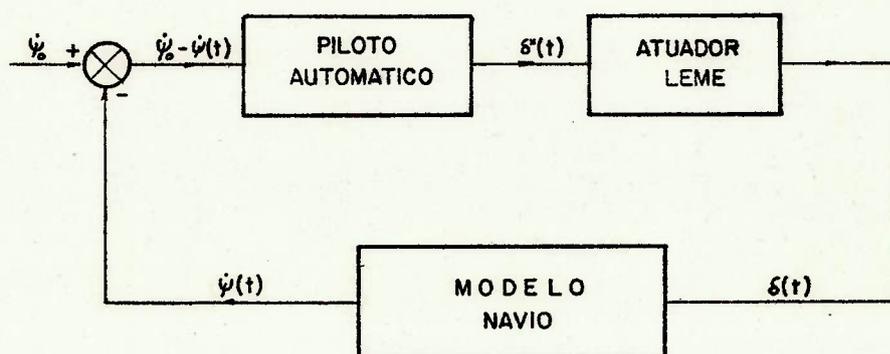


FIGURA 3.3. Estrutura do controle automático para o teste de manobra espiral invertido com modelos.

procedendo deste modo, a ação do operador fica restrita à monitoração do ensaio, ou seja:

- estabelece o sinal de referência de velocidade angular, $\dot{\psi}_0$;
- acompanha o registro de ensaio até que a velocidade angular e o ângulo de leme atinjam a condição de ciclo limite estável.

3.3. Determinação dos Parâmetros K , T_1 , T_2 e T_3

A determinação dos parâmetros do modelo matemático, K , T_1 , T_2 e T_3 que constituem a função de transferência de governo dos navios, ou a parte linear do modelo matemático proposto, pode ser realizada através de procedimentos de análise conceituados na dinâmica dos sistemas, como a análise dos planos de fase e a análise da resposta ao governo dos navios no domínio das frequências.

Neste item, são apresentados estes dois métodos básicos de análise, que uma vez definidos permitem conceituar os procedimentos experimentais aos quais são aplicados.

3.3.1. O Método dos planos de fase

Este método, inicialmente proposto por Bech e Smitt (26) é bastante aplicado para análise de ensaios em escala real ou com modelos reduzidos devido à sua simplicidade, pois permite determinar os parâmetros do modelo matemático de modo quase imediato.

O plano de fase é conceituado peculiarmente, com a velocidade angular de guinada $\dot{\psi}$ representada no eixo das abcissas e a aceleração angular de guinada $\ddot{\psi}$ no eixo das ordenadas. Assim sendo, qualquer trajetória neste pla

no $\dot{\psi}$ - $\ddot{\psi}$, constitui uma solução particular do modelo matemático proposto para o governo dos navios Eq. (2.77), permitindo determinar os parâmetros K , T_1 , T_2 e T_3 .

Estas trajetórias do plano de fase podem ser obtidas medindo-se durante as evoluções dos navios a velocidade angular de guinada, por exemplo com auxílio de um "rate-gyro", e determinando-se a aceleração angular de guinada através de um processo de derivação, analógica ou numérica, do sinal da velocidade angular. Para exemplificar o emprego deste método de análise, pode-se considerar os resultados de uma manobra zig-zag (Apêndice 2) e determinar os parâmetros K , T_1 , T_2 e T_3 , sem perda de generalidade do procedimento.

Na Figura 3.4, a seguir, apresenta-se esquematicamente o resultado de um teste de manobra zig-zag, com os registros do ângulo de rumo, ângulo de leme e velocidade angular de guinada obtidos durante o teste. A partir deste resultado, pode-se determinar a aceleração angular e levantar o plano de fase, considerando os pontos $\dot{\psi}$ - $\ddot{\psi}$ correspondentes ao mesmo instante.

Considerando que:

$$\ddot{\psi} = \frac{d\dot{\psi}}{dt} = \frac{d\dot{\psi}}{d\psi} \times \frac{d\psi}{dt} = S\dot{\psi}, \quad \text{onde} \quad S = \frac{d\dot{\psi}}{d\psi} \quad (3.6)$$

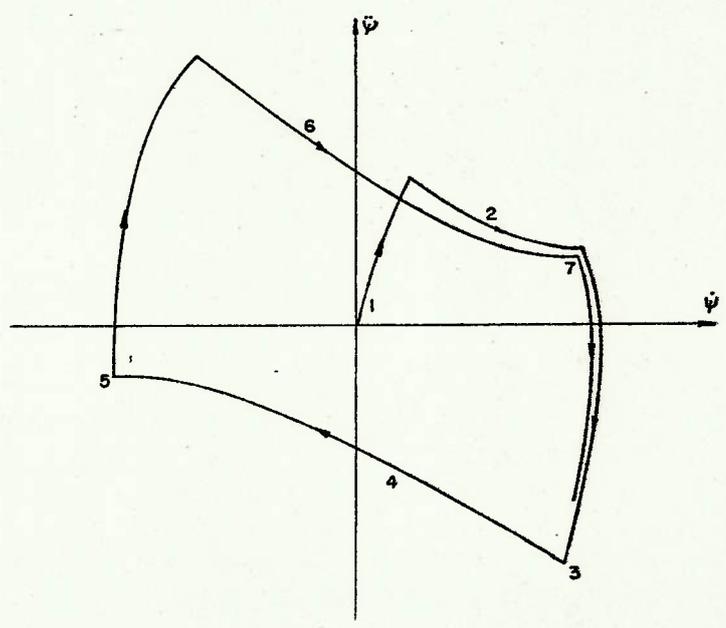
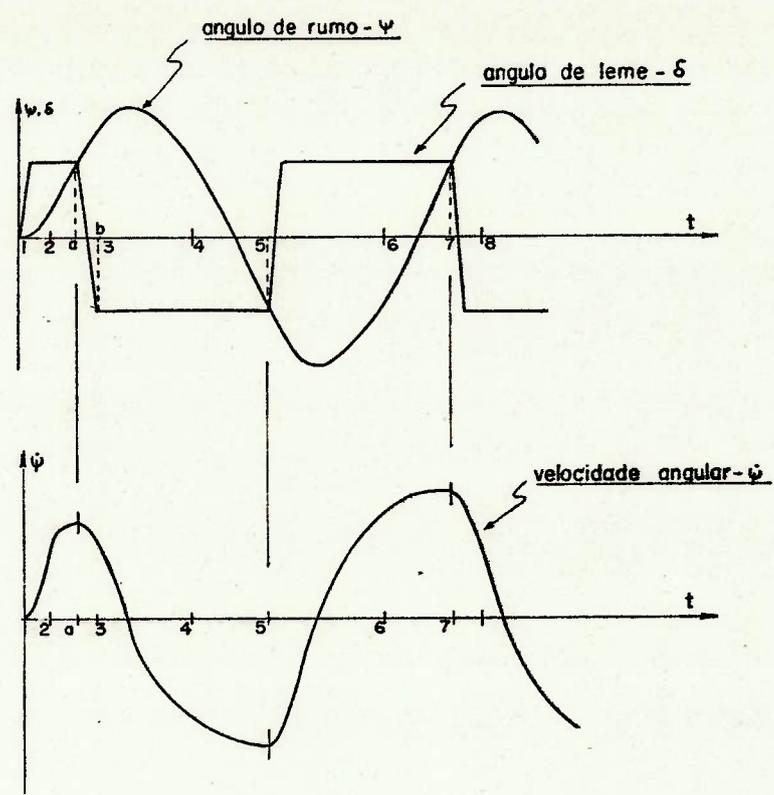


FIGURA 3.4. Resultado da manobra zig-zag e construção do plano de fase.

Tem-se em cada ponto $(\dot{\psi}, \ddot{\psi})$ da trajetória no plano de fase, o vetor de estado do navio $(\psi, \ddot{\psi}, \dot{\psi}, \delta)$ determinado. Considerando-se pontos no plano de fase, nos quais o leme esteja fixo numa determinada posição δ_o , a equação de governo do navio, Eq. (2.77) se reduz a:

$$S\ddot{\psi} + \left(\frac{1}{T_1} + \frac{1}{T_2}\right)\ddot{\psi} + \frac{K}{T_1 T_2} H(\dot{\psi}) = \frac{K}{T_1 T_2} \delta_o \quad (3.7)$$

Por outro lado, a função $H(\dot{\psi})$ definida através do teste de manobra espiral invertido Eq. (3.4) do item 3.2, também pode ser avaliada nos pontos considerados.

O índice K , pode ser determinado, a partir da derivada da função $H(\dot{\psi})$ na origem, ou seja, de acordo com a Eq. (2.84), tem-se:

$$\frac{1}{K} = \left. \frac{d H(\dot{\psi})}{d \dot{\psi}} \right|_{\dot{\psi}=\dot{\psi}_o=0}$$

Assim sendo, os coeficientes T_1 e T_2 são determinados pela Eq. (3.7) tomando 2 pontos na trajetória do plano de fase, para os quais:

$$s_i \ddot{\psi}_i + \left(\frac{1}{T_1} + \frac{1}{T_2}\right)\ddot{\psi}_i + \frac{1}{T_1 T_2} \left[K H(\dot{\psi}_i) - K \delta_{o_i} \right] = 0 \quad (3.8)$$

No entanto, para melhor avaliação destes coeficientes pode-se aplicar a n pontos do plano de fase a Eq. (3.8) acima, e através de um processo de regressão li

near, onde os termos $(\frac{1}{T_1} + \frac{1}{T_2})$ e $\frac{1}{T_1 T_2}$ são os coeficientes a determinar, definem-se estes dois parâmetros.

Uma vez definidos K , T_1 e T_2 , o coeficiente T_3 pode ser determinado a partir da integração da Eq. (2.77) entre dois instantes t_a e t_b , entre os quais o leme tenha sido acionado. No caso da manobra zig-zag costuma-se considerar estes instantes como sendo o inicial e final dos acionamentos do leme. A integração resulta:

$$T_3 = \frac{1}{(\delta_b - \delta_a)} \left[\frac{T_1 T_2}{K} (\ddot{\psi}_b - \ddot{\psi}_a) + \frac{T_1 T_2}{K} (\dot{\psi}_b - \dot{\psi}_a) + \int_{t_a}^{t_b} H(\dot{\psi}) dt - \int_{t_a}^{t_b} \delta(t) dt \right] \quad (3.9)$$

onde, todos os termos já estão definidos, a menos da integral da função $H(\dot{\psi})$ entre os instantes t_a e t_b , a qual pode ser avaliada numericamente, uma vez que a função $H(\dot{\psi})$ esteja determinada.

Embora os planos de fase, conforme descrito, tenham sido definidos para síntese do modelo matemático através dos ensaios de manobra zig-zag, existem outros ensaios que podem ser realizados e proporcionam do mesmo modo a geração de trajetórias nos planos da fase e a aplicação deste método. Em itens posteriores deste capítulo são descritos os procedimentos destes ensaios e o equipamento experimental necessário para a realização dos mesmos.

3.3.2. Método da resposta em frequência

O método da resposta em frequência, consiste em analisar a função de transferência de governo dos navios no domínio das frequências (20). Para se considerar o problema de governo sob o aspecto de função de transferência, há a necessidade de proceder a linearização do modelo matemático, e efetuar a transformada de Laplace da equação resultante, conforme foi desenvolvido no item 2.4.2, equações (2.83) e (2.84), resultando na seguinte função transferência de governo:

$$Y_N(s) = \frac{\dot{\psi}(s)}{\delta(s)} = \frac{\frac{K}{T_1} \frac{T_3}{T_2} (s + \frac{1}{T_3})}{s + (\frac{1}{T_1} + \frac{1}{T_2})s + \frac{1}{T_1 T_2}} \quad (3.10)$$

Reescrevendo convenientemente:

$$Y_N(s) = \frac{\dot{\psi}(s)}{\delta(s)} = \frac{K(1 + sT_3)}{(1 + sT_1) * (1 + sT_2)} \quad (3.11)$$

O diagrama em frequência desta função de transferência pode ser representada pelo Diagrama de Bode conforme a Figura 3.5, que pode ser interpretado como sendo a resposta do navio à acionamentos periódicos do leme,

do tipo:

$$\delta = \delta_0 \text{ sen}(\omega t) \quad (3.12)$$

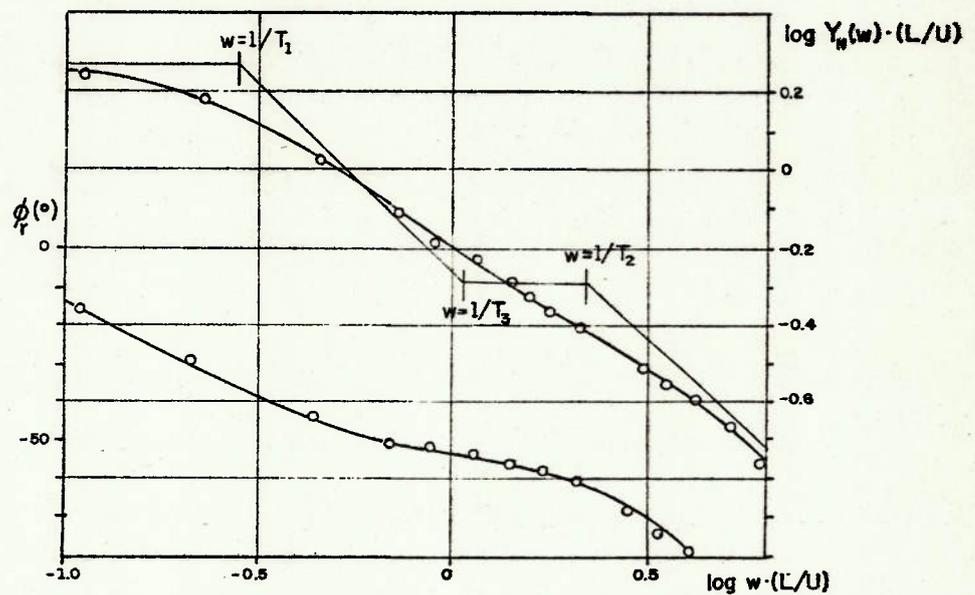


FIGURA 3.5. Diagrama de Bode da função de transferência do na vio.'

Assim sendo, ã cada frequência ω , do acionamento periódicoo do leme, tem-se:

$$|Y_N(i\omega)|$$

- que representa a relação existente en tre a amplitude da resposta do navio, $\dot{\psi}(t)$ e a amplitude do acionamento do leme $\delta(t)$, e;

$\phi_r = \text{Arg } Y_N(i\omega)$ - que representa a diferença de fase entre o acionamento do leme $\delta(t)$ e a resposta do navio $\dot{\psi}(t)$.

A determinação deste diagrama experimentalmente poderia ser feita acionando-se o leme de acordo com expressão (3.12) e medindo-se a resposta do navio a cada frequência ω deste acionamento senoidal (ver item 3.4.5).

Este procedimento, no entanto, é impraticável, pois nos testes em escala real não existe a possibilidade de acionar o leme segundo uma lei senoidal, e nos testes com modelos em um tanque de provas convencional o espaço disponível para evolução do modelo é insuficiente, principalmente nas baixas frequências. Este problema é resolvido com auxílio da análise harmônica, que aplicada aos registros da resposta do navio e do acionamento do leme em determinados ensaios, como a manobra de desvio paralelo da trajetória e acionamentos periódicos do leme, permite determinar o módulo $|Y_N(i\omega)|$ e o argumento $\phi_r = \text{Arg } Y_N(i\omega)$ da função de transferência de governo e portanto o Diagrama de Bode.

Sendo $s = \alpha + i\omega$ tem-se:

$$Y_N(i\omega) = \lim_{\alpha \rightarrow 0} Y_N(s) = \lim_{\alpha \rightarrow 0_+} \frac{\dot{\psi}(s)}{\delta(s)} = \lim_{\alpha \rightarrow 0_+} \frac{\int_0^{\infty} e^{-st} \dot{\psi}(t) dt}{\int_0^{\infty} e^{-st} \delta(t) dt} \quad (3.13)$$

ou seja:

$$Y_N(i\omega) = \lim_{\alpha \rightarrow 0_+} \frac{\int_0^{\infty} e^{-\alpha t} e^{-i\omega t} \dot{\psi}(t) dt}{\int_0^{\infty} e^{-\alpha t} e^{-i\omega t} \delta(t) dt} \quad (3.14)$$

Considerando que a resposta ao governo do navio, ã acionamentos periódicos do leme, é sempre oscilatória, pode-se garantir a convergência da função $Y_N(s)$ quando $\alpha \rightarrow 0_+$ pois mesmo no caso de navios direcionalmente instáveis, nos quais a resposta ao governo pode divergir, há condições de se estabelecer um ciclo-limite estável (item 3.4.2.1). Assim sendo, de acordo com as expressões (3.11) e (3.14) pode-se escrever:

$$Y_N(i\omega) = \lim_{\alpha \rightarrow 0_+} \frac{\int_0^{\infty} e^{-\alpha t} e^{-i\omega t} \dot{\psi}(t) dt}{\int_0^{\infty} e^{-\alpha t} e^{-i\omega t} \delta(t) dt} = \frac{\int_0^{\infty} e^{-i\omega t} \dot{\psi}(t) dt}{\int_0^{\infty} e^{-i\omega t} \delta(t) dt} \quad (3.15)$$

e

$$Y_N(i\omega) = \frac{K(1 + i\omega T_3)}{(1 + i\omega T_1)(1 + i\omega T_2)} \quad (3.16)$$

De acordo com as expressões (3.14) e (3.16), procedendo-se ã uma manobra qualquer do navio na qual seja conhecida a resposta do navio $\dot{\psi}(t)$ e o acionamento do leme

$\delta(t)$; e satisfeitas as condições:

$$\int_0^{\infty} \dot{\psi}(t) dt = 0 \quad \text{e} \quad \int_0^{\infty} \delta(t) dt = 0 \quad (3.17)$$

pode-se aplicar a estas duas variáveis uma análise harmônica, determinando para as várias frequências os valores de $|Y_N(i\omega)|$ e $\text{Arg } Y_N(i\omega)$, definindo o "Diagrama de Bode" da função de transferência do navio.

A expressão (3.16) acima, permite escrever as seguintes relações para o módulo e o argumento de $Y_N(i\omega)$:

$$|Y_N(i\omega)| = K \sqrt{\frac{(1 + \omega^2 T_3^2)}{(1 + \omega^2 T_1^2)(1 + \omega^2 T_2^2)}} \quad (3.18)$$

$$\phi_r = \text{Arg } Y_N(i\omega) = \text{tg}^{-1} \omega T_3 - (\text{tg}^{-1} \omega T_1 + \text{tg}^{-1} \omega T_2) \quad (3.19)$$

De acordo com o procedimento proposto, a análise harmônica da velocidade angular $\dot{\psi}(t)$, resposta do navio aos ângulos de leme $\delta(t)$, determina o Diagrama de Bode da função de transferência do navio, ou seja os valores $|Y_N(i\omega)|$ e ϕ_r . Reescrevendo as equações (3.18) e (3.19) de modo que os coeficientes do modelo matemático sejam determinados em função de $|Y_N(i\omega)|$ e ϕ_r , tem-se:

$$\frac{T_1 T_2}{K} = \frac{1}{K\omega^2} - \frac{K}{\omega^2 |Y_N(i\omega)|} (\omega T_3 \text{ sen } \phi_r + \cos \phi_r) \quad (3.20)$$

$$\frac{T_1+T_2}{K} = \frac{1}{\omega |Y_N(i\omega)|} (\omega T_3 \cos \phi_r - \text{sen } \phi_r) \quad (3.21)$$

Portanto, para cada frequência ω ou seja, em cada harmônico da resposta do navio, obtem-se $|Y_s(i\omega)|$, $\text{sen } \phi_r$ e $\cos \phi_r$. Reescrevendo as equações (3.20) e (3.21), tem-se:

$$\frac{T_1 T_2}{K} = \frac{1}{K\omega^2} - \frac{K T_3}{\omega |Y_N(i\omega)|} \text{sen } \phi_r - \frac{K}{\omega^2 |Y_N(i\omega)|} \cos \phi_r \quad (3.22)$$

$$\frac{T_1+T_2}{K} = \frac{T_3}{|Y_N(i\omega)|} \cos \phi_r - \frac{1}{\omega |Y_N(i\omega)|} \text{sen } \phi_r \quad (3.23)$$

Definindo-se os coeficientes:

$$A = \frac{T_1 T_2}{K} \quad (3.24)$$

$$B = \frac{1}{K} \quad (3.25)$$

$$C = -KT_3 \quad (3.26)$$

$$D = \frac{T_1 + T_2}{K} \quad (3.27)$$

$$E = T_3, \quad E = -C.B, \quad (3.28)$$

pode-se considerar que as duas equações (3.22) e (3.23) apresentam 4 incógnitas, os coeficientes A, B, C e D. Deste modo a cada dois pontos do diagrama de Bode determinam-se estes coeficientes, e portanto os parâmetros do modelo matemático T_1 , T_2 , T_3 e K . No entanto, como no método dos planos de fase, é conveniente determinar estes parâmetros através de um maior número de pontos do Diagrama de Bode, o que é possível empregando-se um processo de regressão linear, onde os termos A, B, C e D são os coeficientes a determinar.

3.4. Procedimentos dos Ensaios

Os procedimentos experimentais foram desenvolvidos de modo que os ensaios com modelos reduzidos pudessem ser realizados em um tanque de provas convencional como o existente no Laboratório de Hidrodinâmica da Divisão de Engenharia Naval e Oceânica do IPT. Por outro lado, procura-se definir estes procedimentos de modo que os mesmos testes realizados com modelos reduzidos também pudessem ser desenvolvidos com os navios em escala real. São propostos a realização dos seguintes testes:

- manobra zig-zag convencional,
- manobra zig-zag modificado,
- manobra zig-zag angular,
- manobra desvio paralelo da trajetória,
- manobras de governo periódico.

Aplicando-se aos resultados destes ensaios os métodos propostos de análise do plano de fase ou da resposta em frequência, determinam-se os coeficientes da função de transferência de governo dos navios, sintetizando o modelo matemático proposto.

3.4.1. Manobra zig-zag convencional

O procedimento para realização dos ensaios de manobra zig-zag está descrito no Apêndice 2. Neste item são feitas algumas considerações adicionais sobre os equipamentos eletrônicos necessários à realização destes ensaios e sobre os resultados dos mesmos.

Em termos de dinâmica dos sistemas a ação do piloto, ou a lei de governo da manobra zig-zag, pode ser descrita do seguinte modo. O piloto através da observação do sinal de saída do sistema, ou seja, de acordo com o valor apresentado, pelo rumo do navio $\dot{\psi}(t)$, age sobre o mesmo acionando o leme convenientemente, de modo que o ângulo de leme $\delta(t)$, constitui o sinal de entrada do sistema. A

lei de controle da manobra zig-zag, ou seja, a ação do piloto humano e da máquina do leme no navio, pode ser descrita por um elemento não linear do tipo "relé com duas posições e histerese", chamado de "comparador de janela". A Figura 3.6 ilustra o comportamento deste comparador durante a manobra zig-zag

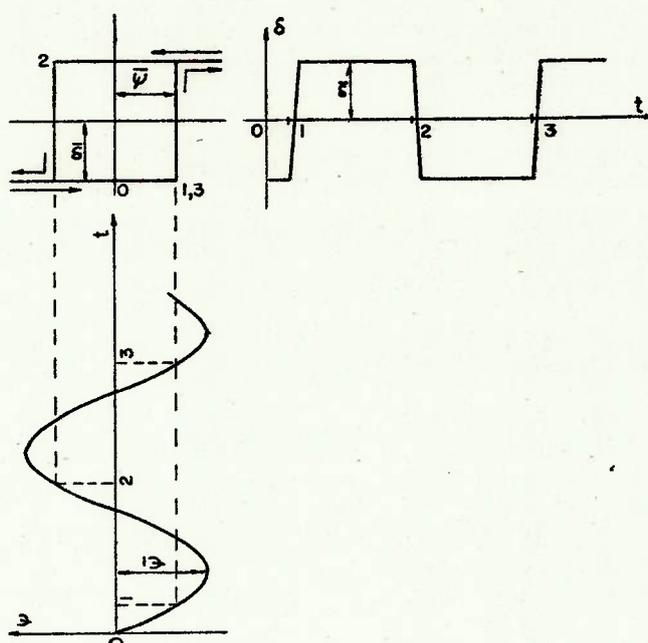


FIGURA 3.6. Manobra zig-zag e o "comparador de janela".

O diagrama de blocos do ensaio pode ser representado, em malha fechada, conforme a Figura 3.7, a seguir.

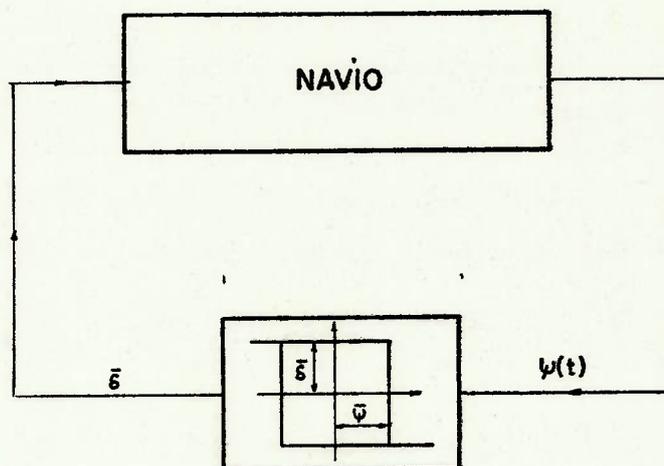


FIGURA 3.7. Diagrama de blocos da manobra zig-zag.

Durante os ensaios em escala real, a ação de controle pode perfeitamente ser realizada pelo timoneiro do navio devido à relação existente entre os tempos de resposta dos navios e o tempo de reação do piloto humano. Nos ensaios com modelos reduzidos, isto não é possível pois enquanto os tempos de resposta do modelo são influenciados pela redução da escala geométrica, a reação do operador se mantém a mesma. Assim sendo, nos ensaios com modelos reduzidos é necessário que a lei de controle seja mantida automaticamente, o que é feito através de um dispositivo eletrônico especialmente desenvolvido que realiza as funções do operador. Este dispositivo denominado "comparador rumo-leme" é descrito no item 3.5.2.

Os resultados dos ensaios de manobra zig-zag, são normalmente analisados pelo método dos planos de fase, razão pela qual é necessário obter o registro da velocidade angular de guinada durante o teste, para que a trajetória do plano de fase ($\dot{\psi}-\ddot{\psi}$) possa ser determinada.

Conforme já mencionado, as manobras zig-zag fornecem dados importantes que caracterizam a dinâmica do governo dos navios, sendo aplicados principalmente em provas de mar com objetivo de determinar as características de manobrabilidade dos navios. No entanto, no caso de navios direcionalmente instáveis, este procedimento não permite a determinação de modo adequado dos parâmetros do modelo matemático, pois a resposta do navio, ou seja, o ângulo do rumo pode divergir. Se isto acontecer, a situação de ciclo-limite estável não estará sendo atingida, e o plano de fase do ensaio não convergirá, dificultando a análise. Por este motivo, são propostos os ensaios de manobra zig-zag modificado, ou de manobra zig-zag angular, cujos procedimentos são desenvolvidos de modo a garantir a convergência das trajetórias nos planos de fase, ou seja, o estabelecimento do ciclo-limite estável.

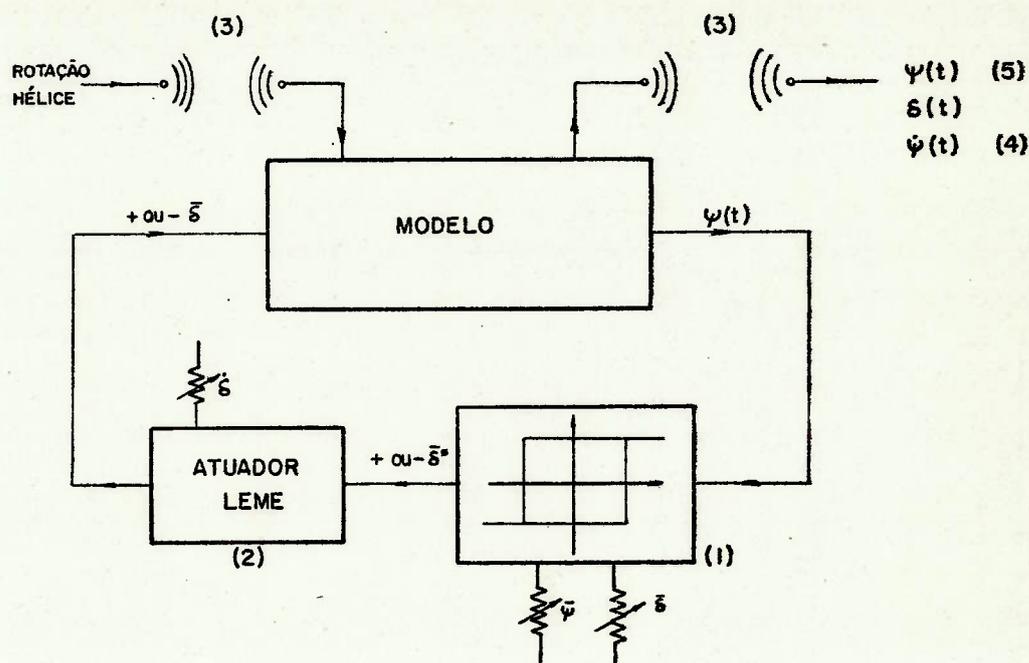


FIGURA 3.8. Instrumentação para os ensaios de manobra zig-zag com modelos reduzidos.

Os equipamentos e transdutores aplicados são os seguintes:

- (1) comparador rumo-leme;
- (2) atuador do leme;
- (3) transmissor - receptor;
- (4) "rate-gyro";
- (5) integrador do "rate-gyro";

As características destes circuitos e dispositivos são descritos no item 3.5.

3.4.2. Manobra zig-zag modificado

A manobra zig-zag modificado foi proposta por Fujino e Motora (40) para a realização de ensaios de manobra zig-zag com navios direcionalmente instáveis, com

os quais é difícil a realização dos ensaios de manobra zig-zag convencional, pois além da trajetória desenvolvida nos testes ser divergente e assimétrica, a condição de ciclo-limite estável pode não ser atingida.

A principal característica que diferencia os procedimentos de ensaios, entre as manobras zig-zag convencional e zig-zag modificado, reside no acionamento do leme. No presente caso, o leme é acionado a ângulos $\bar{\delta}^*$, cujo valor não precisa ser necessariamente igual ao ângulo de rumo $\bar{\psi}^*$, no qual o leme é revertido. Estes valores de $\bar{\psi}^*$ e $\bar{\delta}^*$ são definidos de modo a garantir a existência de um ciclo limite estável.

Por outro lado, este tipo de ensaio é bastante adequado para ensaios em tanque de provas convencionais, pois pode-se definir os pares $\bar{\psi}^* - \bar{\delta}^*$, tais que o leme seja acionado a ângulos de rumo que permitam manter a trajetória do modelo limitada à região central do tanque de provas, garantindo também que o movimento do navio fique restrito a um intervalo suficientemente pequeno, no qual se possa identificar os parâmetros do modelo matemático linearizado.

A análise dos resultados do ensaio pode ser feita tanto com o método dos planos de fase, quanto com o da resposta em frequência.

Os equipamentos utilizados nestes ensaios são os mesmos empregados nos testes de manobra zig-zag convencional, conforme descrito no item anterior (3.4.1) e representados na Figura 3.8.

3.4.2.1. *Condição para existência do ciclo limite estável*

A condição para existência do ciclo limite estável, na realização da manobra zig-zag, pode ser obtida através da análise da resposta do navio à lei de controle da manobra zig-zag, em malha fechada.

O dispositivo comparador rumo-leme, é descrito funcionalmente, como um elemento não linear de primeira classe, do tipo relé com uma entrada, uma saída e histerese, cuja função de transferência é largamente difundida na literatura sobre dinâmica dos sistemas (41). No caso, de acordo com a nomenclatura presente, sendo \underline{H} esta função de transferência, tem-se, de acordo com o método das funções descritivas de Krylov-Bogoliubov (41):

$$H(s) = \frac{\delta(s)}{\psi(s)} = \left[g(\psi_0, \omega) + \frac{b(\psi_0, \omega)}{\omega} s \right] \quad (3.29)$$

$$\psi(t) = \psi_0 \text{ sen } \omega t \quad (3.34)$$

A função de transferência H, Eq. (3.33), indica que a relação de magnitude entre o ângulo de leme $\delta(t)$ e a resposta do navio $\psi(t)$, será dada por:

$$|H| = \frac{4\bar{\delta}^*}{\pi\bar{\psi}^*} \quad (3.35)$$

e a diferença de fase será:

$$\text{Arg} (H) = \text{sen}^{-1} \frac{\bar{\psi}^*}{\psi_0} \quad (3.36)$$

independente da frequência e função apenas de $\bar{\delta}^*$, $\bar{\psi}^*$ e ψ_0 .

Considerando a função de transferência do navio $Y_N(s)$, Eq. (3.11), obtida a partir da linearização do modelo matemático proposto, e a função H, acima, a condição de existência de ciclo limite estável, para um sistema em malha fechada com uma realimentação, conforme o diagrama da Figura 3.10, se resume à:

$$H \frac{1}{s} Y_N(s) + 1 = 0 \quad (3.37)$$

Tratando-se de resposta em regime permanente, considerando que:

$$\frac{1}{s} Y_N(s) = \frac{1}{i\omega} Y_N(\omega) = G(i\omega)$$

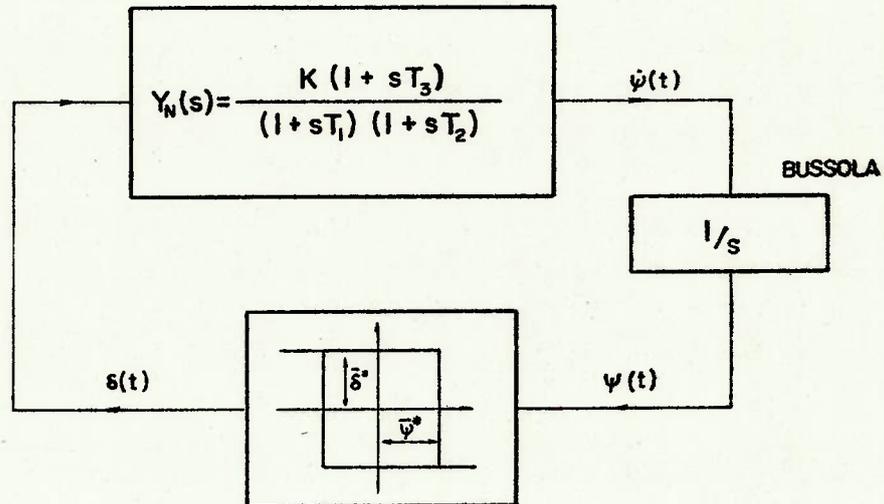


FIGURA 3.10. Diagrama de blocos de manobra zig-zag modificado.

pode-se escrever, a partir de (3.37) que $H.G(i\omega) = -1$, ou seja:

$$\operatorname{Re} [G(i\omega)] = \operatorname{Re} \left[-\frac{1}{H} \right] \quad (3.38)$$

$$\operatorname{Im} [G(i\omega)] = \operatorname{Im} \left[-\frac{1}{H} \right] \quad (3.39)$$

Levantando os diagramas de Nyquist para esta condição de ciclo limite estável, os pontos de intersecção entre as curvas $G(i\omega)$ e H , representam a condição de oscilação em regime permanente, ou seja o ciclo limite.

A Figura 3.11, a seguir ilustra o resultado para navios direcionalmente estáveis e instáveis.

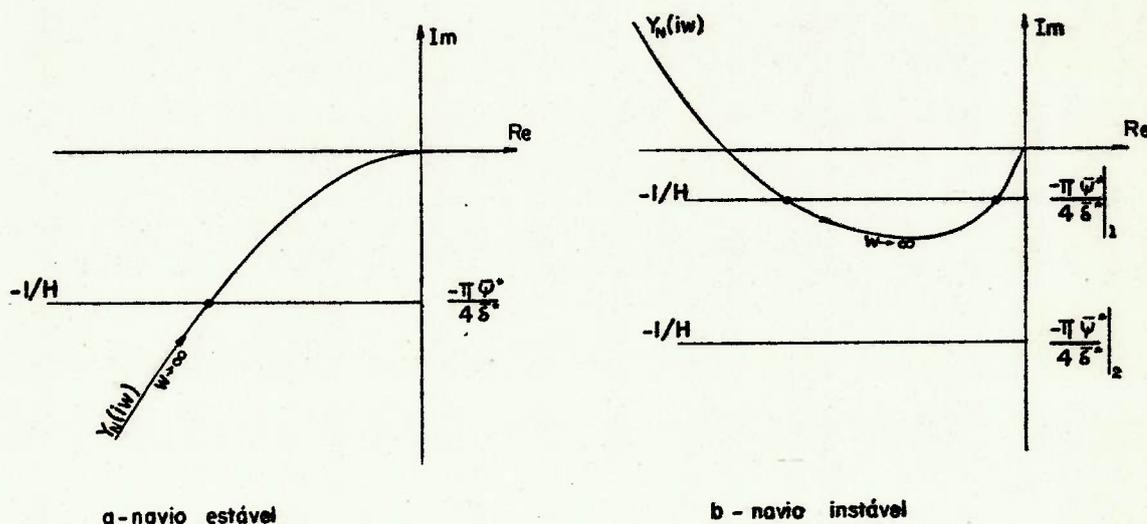


FIGURA 3.11. Diagrama de Nyquist e a condição de ciclo-limite estável.

A função H , no plano complexo representa uma linha paralela ao eixo real, cuja distância a este eixo depende apenas do par $\bar{\psi}^*$, $\bar{\delta}^*$ definidos para a manobra.

No caso de navios direcionalmente estáveis, quaisquer que sejam os valores $\psi^* - \delta^*$ haverá a intersecção entre $G(i\omega)$, função de transferência do navio, e a reta representativa da função H , indicando que sempre existirá em ciclo limite estável.

No caso de navios direcionalmente instáveis, nos quais um dos polos da função de transferência é negativo, o diagrama de Nyquist da função $G(i\omega)$ tem o aspecto mostrado, caminhando do 3º para o 2º quadrante com a diminuição da frequência. A intersecção de $G(i\omega)$ e H não acontecerá para quaisquer valores de $\bar{\psi}^* - \bar{\delta}^*$ adotados. No entanto, sempre existe a possibilidade de definir um par $\psi^* - \delta^*$ tal que esta condição seja atingida, basta escolher para um dado ângulo de leme $\bar{\delta}^*$, um valor $\bar{\psi}_1^*$ tanto menor que $\bar{\psi}_2^*$ quanto necessário para existir a intersecção das duas curvas.

3.4.3. Manobra zig-zag angular

O procedimento do teste de manobra zig-zag angular é análogo ao zig-zag convencional, diferindo no sentido de que o leme é acionado a ângulos $\bar{\delta}^*$ quando a velocidade angular de guinada do navio atingir o valor $\bar{\psi}^*$ pré-determinado.

Neste caso o dispositivo eletrônico que nos ensaios com modelos realiza as funções do piloto é denominado comparador "velocidade angular - leme", de modo que recebendo como dado de entrada a velocidade angular de guinada do navio $\dot{\psi}(t)$ ele aciona o leme convenientemente, de acordo com os valores $\bar{\delta}^*$ e $\bar{\psi}^*$ estabelecidos.

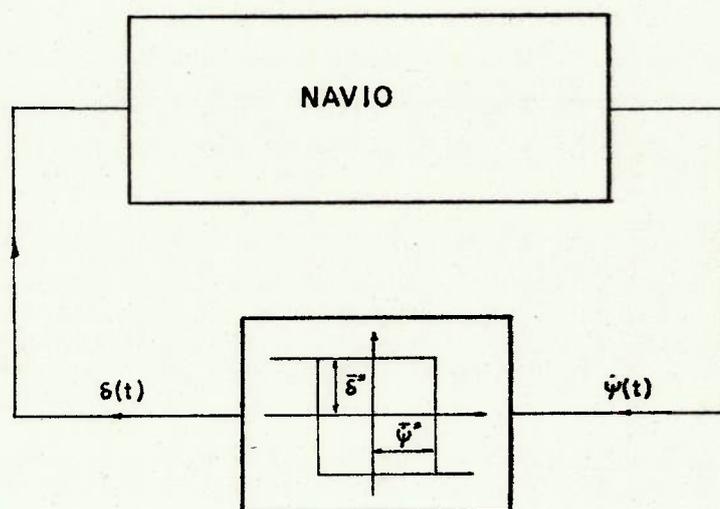


FIGURA 3.12. Diagrama de blocos da manobra zig-zag angular.

Este ensaio é bastante aplicado no caso de navios direcionalmente instáveis por dois motivos:

- garante-se a convergência das trajetórias $\dot{\psi}-\bar{\psi}$ dos planos de fase, e;
- pode-se delimitar com bastante segurança a intensidade do movimento do navio durante o ensaio, permitindo deste modo determinar os parâmetros do modelo matemático, no intervalo considerado para linearização do mesmo.

Os equipamentos utilizados são os mesmos descritos no item 3.4.1, Figura 3.8, à menos do comparador "rumo-leme" que neste caso é substituído pelo comparador

"velocidade angular-leme".

Estes ensaios, conforme mencionado, objetivam o registro de trajetórias no plano de fase e são analisados por este método.

3.4.4. Manobra desvio paralelo da trajetória

A manobra desvio paralelo da trajetória foi introduzida por Nomoto e Karazuno (43) para determinação da função de transferência de governo dos navios através da aplicação do método de análise da resposta em frequência. Inicialmente proposto para testes com modelos, estes ensaios mostraram-se também adequados para testes com navios, conforme trabalho posterior apresentado por Karazuno (44).

O procedimento a ser empregado nestes ensaios encontra-se esquematizado na Figura 3.13, a seguir.

Inicialmente, com o modelo navegando à velocidade constante, sem movimento angular ($\dot{\psi}_0=0$) e paralelo à linha central do tanque de provas ($\psi_0=0$), aciona-se o leme a um ângulo δ_0 . Espera-se o modelo, ou o navio, desenvolver o movimento de guinada até o instante t_1 , no qual o ângulo de rumo atinge o valor ψ_1 pré-estabelecido. Neste instante aciona-se o leme do mesmo valor para o bordo oposto,

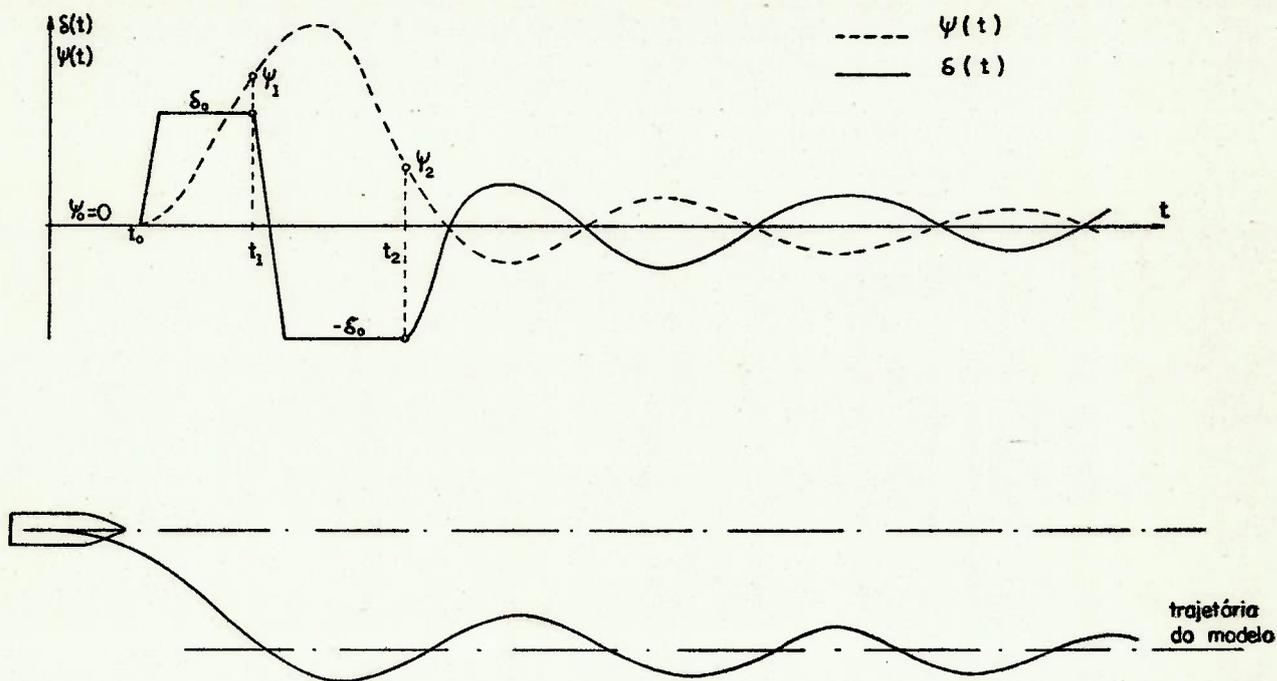


FIGURA 3.13. Representação esquemática do procedimento do teste de desvio paralelo da trajetória.

$-\delta_0$ mantendo-o nesta posição até o instante t_2 quando o rumo atingir o valor ψ_2 . Neste momento, liga-se um controlador de rumo automático (piloto-automático), do tipo proporcional:

$$\delta(t) = - C_1 \psi(t) \quad (3.40)$$

cujo objetivo será manter o rumo original do navio ou do modelo, acionando continuamente o leme.

A aplicação da análise harmônica aos registros de $\dot{\psi}(t)$ e $\delta(t)$ conforme proposto no item 3.3.2, apre

sentam um problema para $\omega=0$, pois quando $t \rightarrow \infty$, o procedimento da manobra desvio paralelo da trajetória sugere que as integrais:

$$\int_0^{\infty} \dot{\psi}(t) dt \quad \text{e} \quad \int_0^{\infty} \delta(t) dt,$$

sejam nulas, tornando inclusive imprecisa a determinação de $Y_N(i\omega)$ para as baixas frequências.

Segundo proposição de Karazuno (44), este problema pode ser evitado se for considerado que:

$$Y_N(s) = \frac{L[\dot{\psi}(t)]}{L[\delta(t)]} = \frac{\dot{\psi}(s)}{\delta(s)} = \frac{\psi(s)}{\delta(s)/s} = \frac{L[\psi(t)]}{L\left[\int_0^t \delta(t) dt\right]} \quad (3.41)$$

Assim sendo, considerando a expressão (3.41) acima, juntamente com a equação (3.16) e as condições de convergência da resposta dos navios já mencionadas pode-se escrever:

$$Y_N(i\omega) = \frac{(1 + i\omega T_3)}{(1 + i\omega T_1)(1 + i\omega T_2)} = \lim_{\alpha \rightarrow 0^+} \frac{\int_0^{\infty} \psi(t) e^{-\alpha t} e^{-i\omega t} dt}{\int_0^{\infty} e^{-\alpha t} e^{-i\omega t} \int_0^t \delta(\zeta) d\zeta dt} \quad (3.42)$$

Substituindo na equação (3.42) os registros do rumo do navio $\psi(t)$, e do ângulo de leme empregado durante a manobra $\delta(t)$, pode-se calcular numericamente as integrais do numerador e denominador através de algoritmos do tipo F.F.T. - "Fast Fourier Transform", determinando para frequência ω , os valores correspondentes de $|Y_N(i\omega)|$ e $\phi_r = \text{Arg } Y_N(i\omega)$. Deste modo, define-se o "Diagrama de Bode" representativo da função de transferência de governo no navio, através do qual é possível determinar os parâmetros K , T_1 , T_2 e T_3 .

O diagrama de blocos, Figura 3.14, a seguir, apresenta esquematicamente a instrumentação necessária para realizar o teste de desvio paralelo da trajetória com modelos reduzidos, rádio-controlados. As características e recursos dos equipamentos utilizados estão descritas no item 3.5.

Estes ensaios que envolvem as manobras de desvio paralelo da trajetória não são convenientes para determinação da função de transferência para harmônicos correspondentes às altas frequências, pois as integrais da Eq. (3.42), a partir de certo valor de ω , apresentam valores muito pequenos, prejudicando a precisão do método. Segundo Karazuno (44), a manobra desvio paralelo da trajetória deve ser aplicada para frequências ω tais que:

$$\log_{10} \omega / (U/L) < 0.5 \quad (3.43)$$

onde:

- U - velocidade;
- L - comprimento.

As componentes harmônicas de $Y_N(i\omega)$ para frequências maiores devem ser determinadas através de ensaaios com acionamentos periódicos do leme, tipo senoidal ou trapezoidal tratados no item seguinte (3.4.5), ou mesmo através dos ensaios de manobra zig-zag modificado descritos no item 3.4.2.

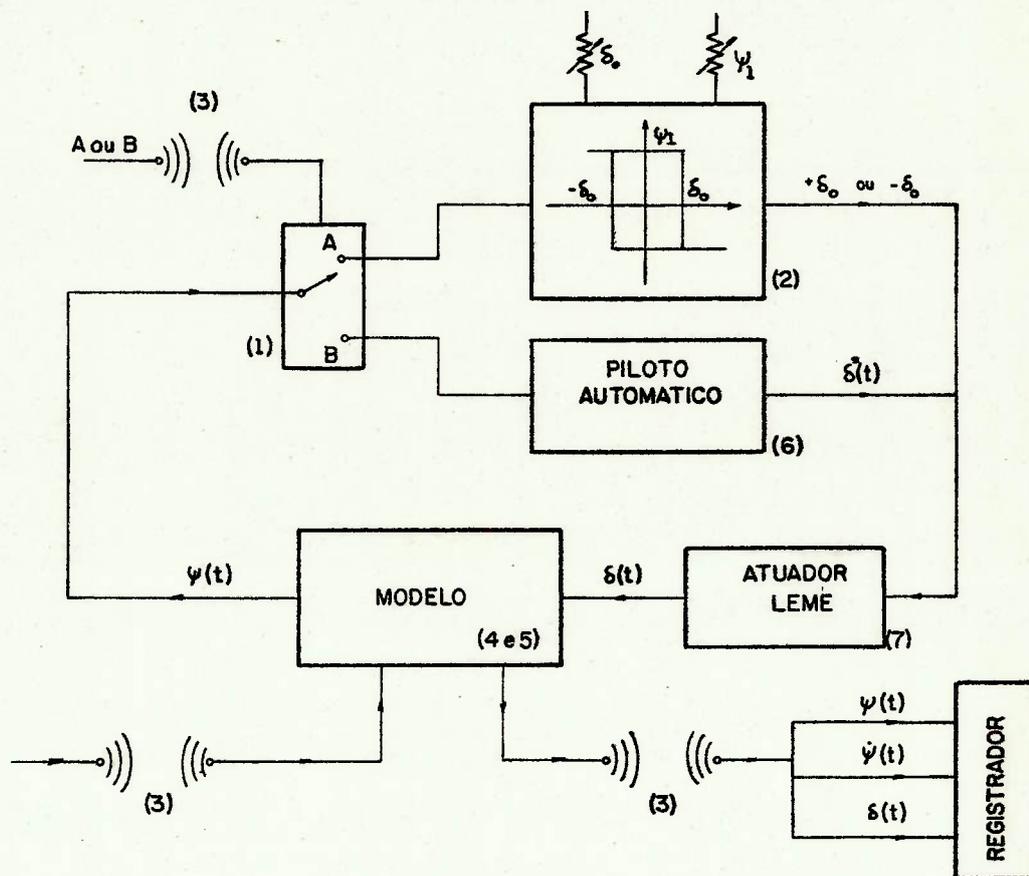


FIGURA 3.14. Diagrama de Blocos da Instrumentação para o ensaio desvio paralelo da trajetória.

Os equipamentos e transdutores aplicados são:

- (1) Chave comutadora operada por controle-remoto;
A para $t < t_1$, B para $t > t_2$
- (2) Comparador rumo-leme;
- (3) Transmissor/Receptor;
- (4) "Rate-gyro";
- (5) Integrador do "rate-gyro";
- (6) Piloto automático;
- (7) Atuador do leme.

3.4.5. Manobra de governo periódico

Estes ensaios são realizados para determinação da função de transferência de governo dos navios para as frequências mais altas, nas quais a determinação dos valores $|Y_N(i\omega)|$ e $\text{Arg } Y_N(i\omega)$ pelo método de ensaio de manobra desvio paralelo da trajetória não é conveniente.

Existem, basicamente dois procedimentos para acionamento periódico do leme que permitem a determinação da função de transferência:

- i) acionamento segundo uma lei senoidal;
- ii) acionamento segundo uma lei trapezoidal.

Nos testes com navios em escala real é praticamente impossível a realização dos ensaios com acionamentos senoidais de leme, pois não existe a bordo equipamentos que permitam fazer o leme seguir tal acionamento, sendo então aplicada a lei de governo trapezoidal. Nos testes com modelos livres, nos tanques de provas, também é interessante proceder do acionamento trapezoidal do leme, pois este procedimento permite controlar melhor a trajetória do modelo, mantendo-o próximo a linha central do tanque de provas.

3.4.5.1. Acionamento senoidal do leme

Nos ensaios de manobra de governo periódico com acionamento do leme, o movimento do mesmo pode ser representado por:

$$\delta(t) = \bar{\delta} \text{ sen } \omega_L t \quad (3.44)$$

onde:

$$\bullet \omega_L = \frac{2\pi}{T_L}, \quad T_L - \text{período do acionamento do leme.}$$

A resposta do navio ã esta lei de governo, de acordo com o modelo matemático linearizado, Eq. (2.82), e a correspondente função de transferência, Eq. (3.16), será:

$$\dot{\psi}(t) = |Y_N(i\omega_L)| \bar{\delta} \{ \text{sen } \omega_L t + \text{Arg } Y_N(i\omega) \} + C_1 e^{-t/T_1} + C_2 e^{-t/T_2} \quad (3.45)$$

Deste modo, a variação da frequência de acionamento do leme ω_L , permite determinar em regime permanente, quando os termos exponenciais não tem mais efeito em $\dot{\psi}(t)$, os valores procurados $|Y_N(i\omega)|$ e $\text{Arg } Y_N(i\omega)$. Para tanto, pode-se considerar o registro da velocidade angular de guinada $\dot{\psi}(t)$, obtido durante cada ensaio.

Para os navios direcionalmente instáveis ($T_1 < 0$), o termo exponencial na Eq. (3.45) faz com que a resposta $\dot{\psi}(t)$ seja divergente, tornando impraticável este tipo de ensaio. Nestes casos deve-se empregar os acionamentos do leme segundo leis trapezoidais, segundo os quais há possibilidade de que, em regime permanente, a resposta do navio constitua um ciclo-limite estável.

3.4.5.2. Acionamento trapezoidal do leme

Conforme mencionado no item anterior, as manobras de governo periódico com acionamento trapezoidal do leme são aplicados aos testes com navios em escala real e aos ensaios com modelos reduzidos de navios instáveis. O objetivo é a determinação da função de transferência de governo dos navios através da aplicação do método de análise da resposta em frequência.

A aplicação da lei de controle, ou de acionamento do leme, proposta para manobra zig-zag modificado, pode garantir que a resposta dos navios, mesmo direcionalmente instáveis, estabeleça um ciclo limite estável (item 3.4.2.1). A aplicação da análise harmônica, à resposta do navio $\dot{\psi}(t)$, permite determinar os valores $|Y_N(i\omega)|$ e $\text{Arg } Y_N(i\omega)$ correspondentes à frequência fundamental ω_L , definida pelo período T_L do acionamento trapezoidal do leme.

Este mesmo objetivo, ciclo-limite estável, pode ser atingido acionando-se o leme periodicamente, segundo uma lei de controle trapezoidal mas independente do rumo do navio. Neste caso, o leme é acionado de um bordo para outro, sempre ao mesmo ângulo, a intervalos de tempo $T_L/2$ constantes.

Em ambos os casos, tanto a lei de controle da manobra zig-zag modificado, quanto a lei de acionamento trapezoidal independente do rumo, acima descrita, podem ser representadas por uma série de Fourier (45), da qual se considera apenas o primeiro harmônico, ou seja, a componente da frequência fundamental ω_L definida por:

$$\omega_L = \frac{2\pi}{T_L} \quad (3.46)$$

A Figura 3.15 abaixo, apresenta a lei de acionamento trapezoidal e os parâmetros envolvidos:

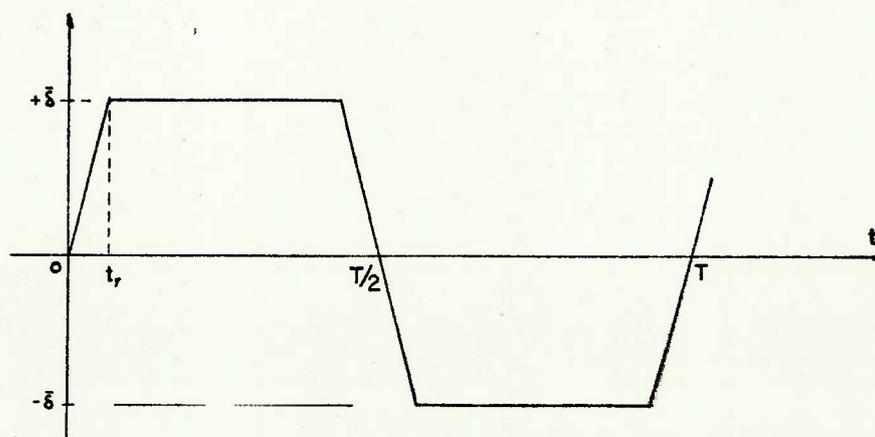


FIGURA 3.15. Acionamento Trapezoidal do Leme.

Considerada apenas a frequência fundamental ω_L , da Série de Fourier tem-se:

$$\delta(t) = \frac{4\bar{\delta}}{T} \left(\frac{\text{sen } \omega_L t_r}{\omega_L t_r} \right) \text{sen } \omega_L t \quad (3.47)$$

A resposta do navio, em regime permanente, será:

$$\dot{\psi}(t) = \frac{4\bar{\delta}}{\pi \omega_L t_r} \text{sen } \omega_L t_r |Y_N(i\omega_L)| \{ \text{sen } (\omega_L t) + \text{Arg } Y_N(i\omega_L) \} \quad (3.48)$$

Portanto, a partir do registro da resposta do navio durante o ensaio $\dot{\psi}(t)$, pode-se determinar os valores $|Y_N(i\omega)|$ e $\text{Arg } Y_N(i\omega)$, por exemplo através de uma análise harmônica da qual se separa o termo correspondente à frequência ω_L .

Os ensaios de governo trapezoidal, independentes do rumo, apresentam uma vantagem sobre os de manobra zig-zag modificado, que reside no fato de ser possível manter o modelo do navio próximo a linha central do tanque, rumo original, sem afastamentos laterais muito grandes. Segundo Karazuno (44), isto pode ser conseguido desde que o primeiro acionamento do leme seja mantido apenas metade do tempo previsto, ou seja, $T_L/4$. Este procedimento, se apli

cado aos ensaios com acionamentos senoidais do leme (item 3.4.5.1), equivaleria a iniciar o movimento do leme com fase $\pi/2$.

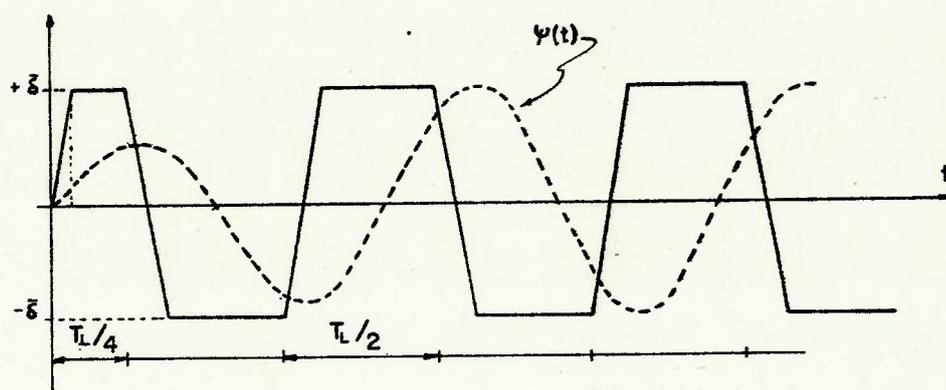


FIGURA 3.16. Representação do ensaio de governo trapezoidal.

Os ângulos de leme normalmente utilizados nestes ensaios variam entre $\pm 3^\circ$ para as frequências menores e, $\pm 10^\circ$ para as frequências mais altas. Estes valores permitem, na maioria dos casos, manter a intensidade de movimento da resposta do navio dentro dos limites nos quais pode-se proceder à aplicação do modelo linearizado.

3.5. Descrição do Aparato Experimental para os Ensaios com Modelo

Diversos aparelhos e dispositivos eletrônicos foram desenvolvidos no Laboratório de Instrumentação Eletrônica da Divisão de Engenharia Naval e Oceânica do IPT para constituírem o módulo experimental dos ensaios de manobrabilidade com modelos livres. Este sistema de instrumentação é constituído basicamente dos seguintes equipamentos:

- módulo de comando do modelo:
 - controle automático para manobras zig-zag,
 - piloto automático do modelo,
 - controle para manobra espiral invertido.
- atuador do leme;
- condicionador do "rate-gyro";
- transmissor/receptor de R.F. (4 canais);
- sistema propulsor do modelo.

3.5.1. Módulo de comando do modelo

O diagrama de blocos apresentado na Figura 3.17, introduz o esquema de funcionamento do módulo de comando do modelo, para os ensaios de manobrabilidade.

Este sistema tem por função fazer a seleção dos equipamentos a serem empregados nos diversos ensaios.

No painel de comando existem duas chaves lógicas, CH_3 e CH_4 , tipo 0 ou 1, cuja posição indica o tipo de ensaio que será realizado. Através do acionamento, via rádio-transmissor, das chaves CCH_1 e CCH_2 do módulo de comando, define-se os equipamentos necessários para o acionamento do leme em cada tipo de ensaio.

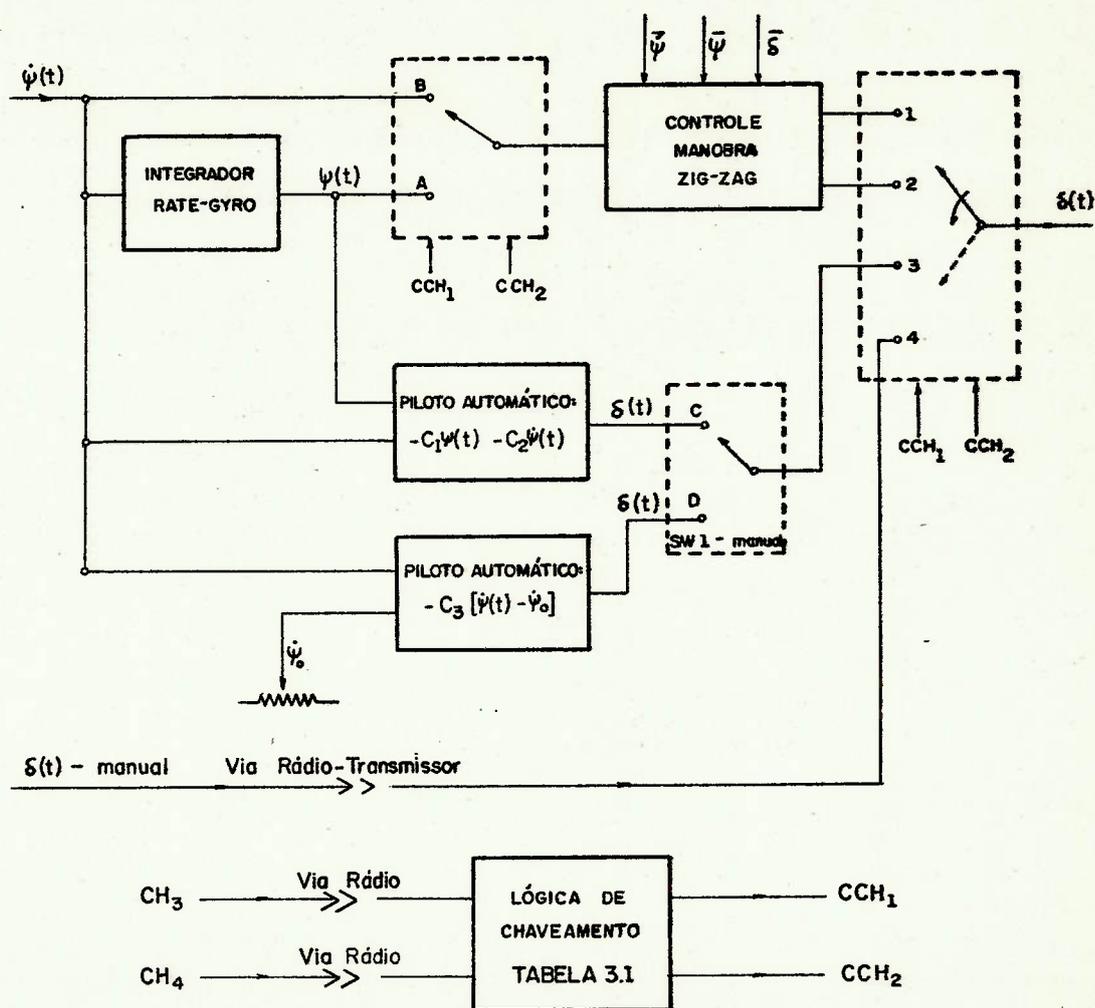


FIGURA 3.17A. Diagrama de blocos do módulo de comando do modelo.

A Tabela 3.1, a seguir, apresenta o posicionamento das chaves CH₃ e CH₄, que estão no painel do módulo de comando, e o acionamento do leme resultante.

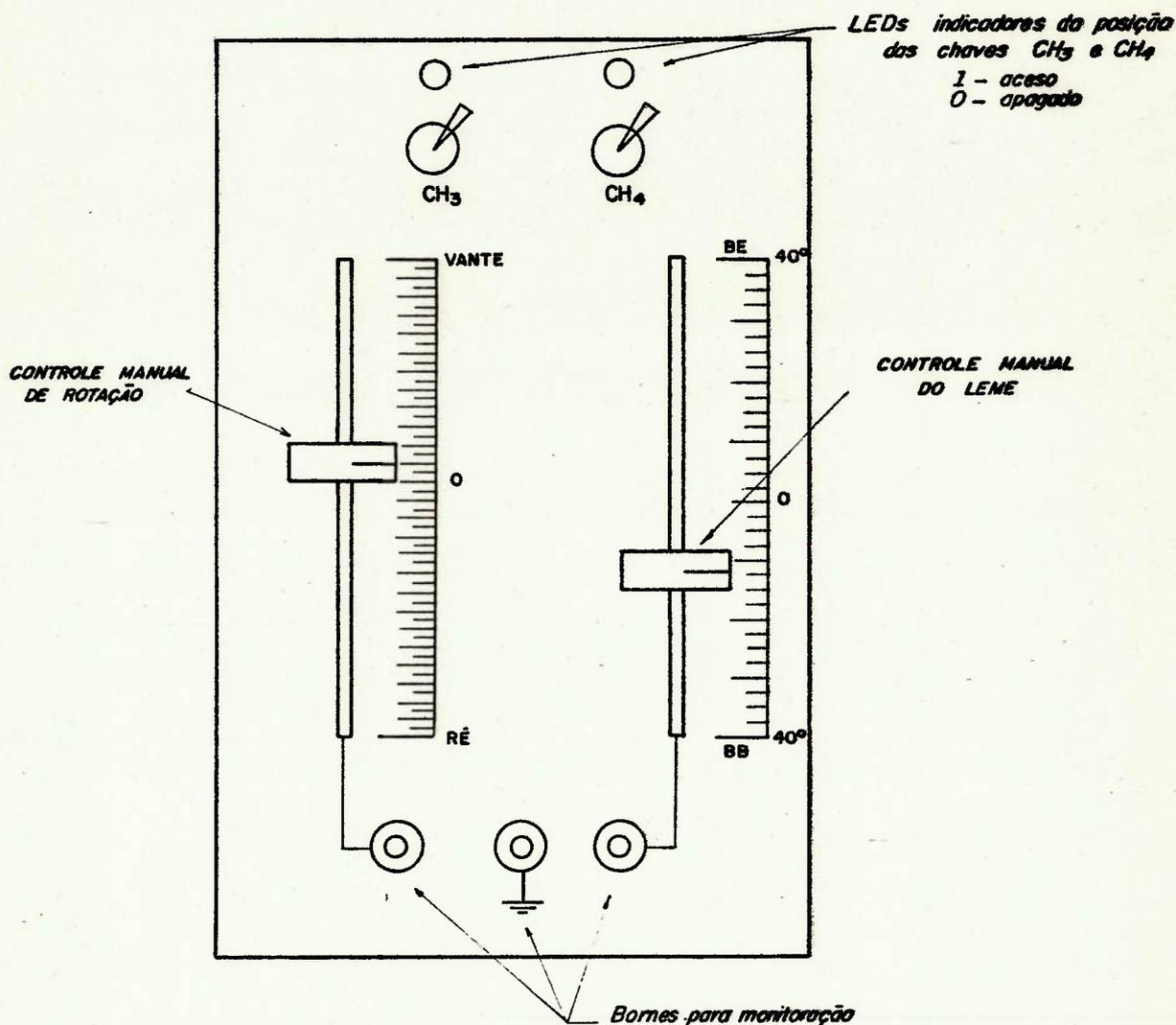


FIGURA 3.17B. Painel do módulo de comando do modelo

PAINEL			MODELO
CH ₃	CH ₄	POSIÇÃO	TIPO DE ACIONAMENTO DO LEME
0	1	1	(A) Manobra Zig-Zag
1	0	2	(B) Manobra Zig-Zag Angular.
1	1	3	CONTROLE AUTOMÁTICO (C) Manobra Desvio Paralelo Trajetória (D) Manobra Espiral Invertido.
0	0	4	Acionamento Manual-Via Transmissor

TABELA 3.1. Lógica de chaveamento para o módulo de comando do modelo

3.5.1.1. Controle automático para manobras zig-zag

O controlador automático para manobras zig-zag constitui um circuito que realiza as funções do comparador rumo-leme definido anteriormente no item 3.4.1.

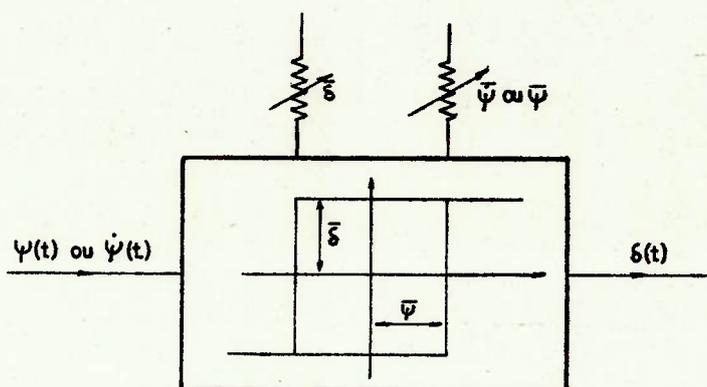


FIGURA 3.18. Diagrama de blocos do comparador.

Este equipamento realiza automaticamente a lei de controle de qualquer manobra zig-zag, a partir dos sinais da velocidade angular $\dot{\psi}(t)$ ou do ângulo de rumo $\psi(t)$, conforme o caso.

Existem no painel dois potenciômetros, um para ajuste dos valores de $\bar{\psi}$ ou $\bar{\psi}$ nos quais o leme deverá ser atuado para o ângulo $\pm \bar{\delta}$, e o outros dois para ajuste destes valores $\bar{\delta}$.

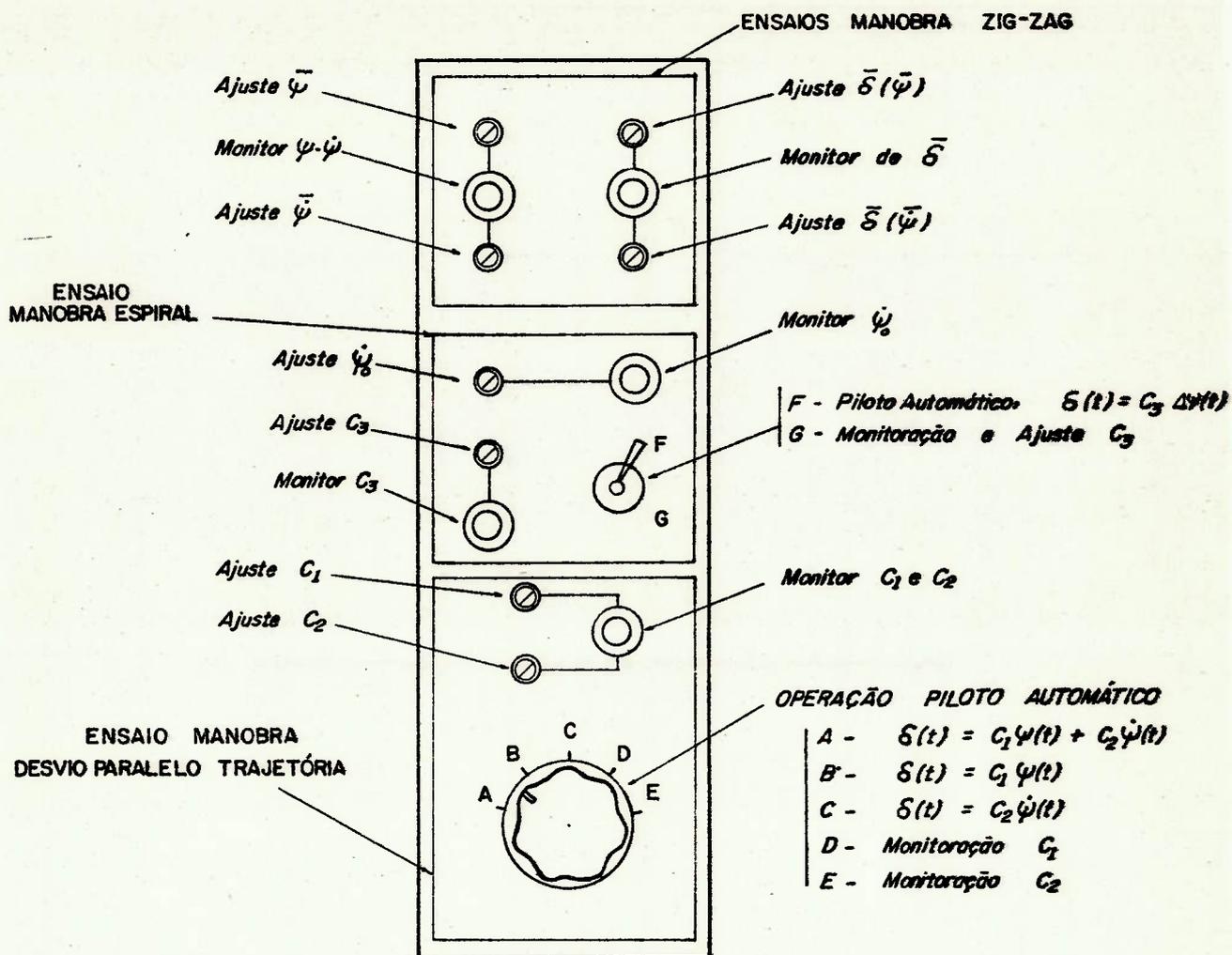


FIGURA 3.19. Painel de comando e ajuste do comparador e dos demais elementos de controle do modelo.

3.5.1.2. Piloto automático para o modelo

O piloto automático para controle de rumo e velocidade angular dos modelos foi concebido para a realização dos ensaios de manobra de desvio paralelo da trajetória (item 3.4.4) e os testes de manobra espiral invertido (item 3.2.2).

O diagrama de blocos, Figura 3.20 a seguir, ilustra o funcionamento deste piloto automático, cuja lei de controle é tal que:

$$\delta^*(t) = - C_1 \psi(t) - C_2 \dot{\psi}(t) \quad (3.49)$$

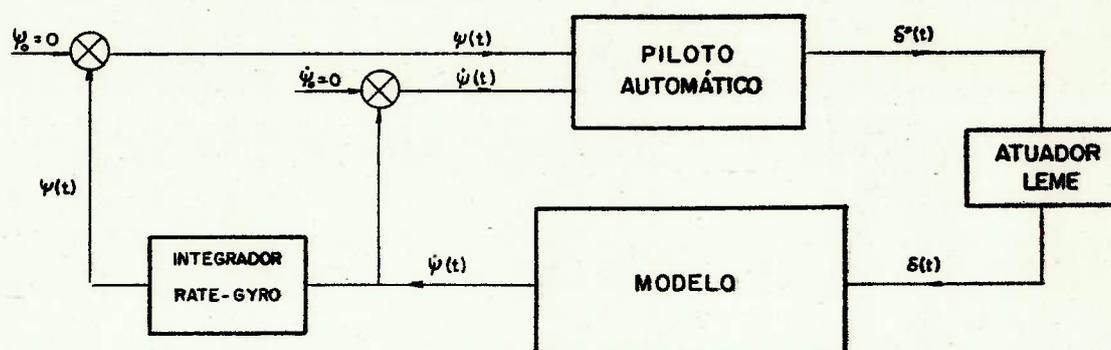


FIGURA 3.20. Diagrama de Blocos da estrutura de controle automático para o modelo.

O projeto eletrônico do piloto automático prevê a possibilidade de que ambas constantes de ganho C_1 e C_2 sejam ajustáveis de modo a garantir a aplicação para uma grande gama de modelos. A constante de ganho C_2 pode inclusive ser "zerada", o que é conveniente em alguns ensaios, quando se deseja que a resposta do modelo seja pouco amortecida.

Para os ensaios de manobra espiral invertido, o piloto automático segue a lei de controle:

$$\delta^*(t) = - C_3 \{ \dot{\psi}_0 - \dot{\psi}(t) \} \quad (3.50)$$

onde:

- $\dot{\psi}_0$ - velocidade angular de referência.

Neste caso, o diagrama de blocos é mais simplificado, conforme a Figura 3.21, a seguir:

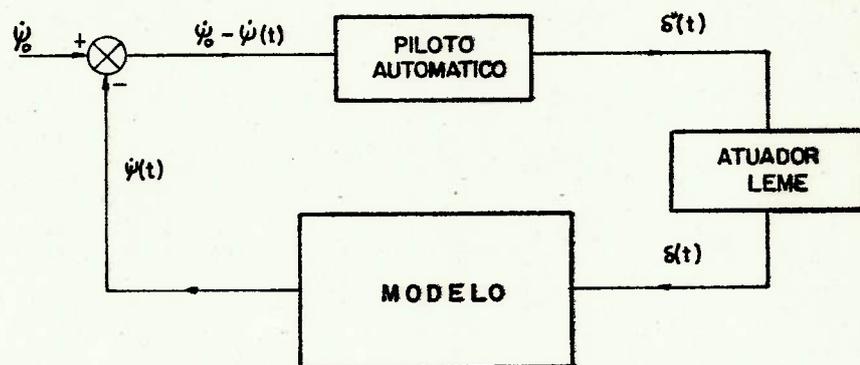


FIGURA 3.21. Estrutura do controle automático para os ensaios de manobra espiral invertido.

O gráfico apresentado na Figura 3.22, apresenta os valores em tensão para ajuste das velocidades angulares de guinada dos modelos ($\dot{\psi}_0$) no painel do módulo de comando do modelo.

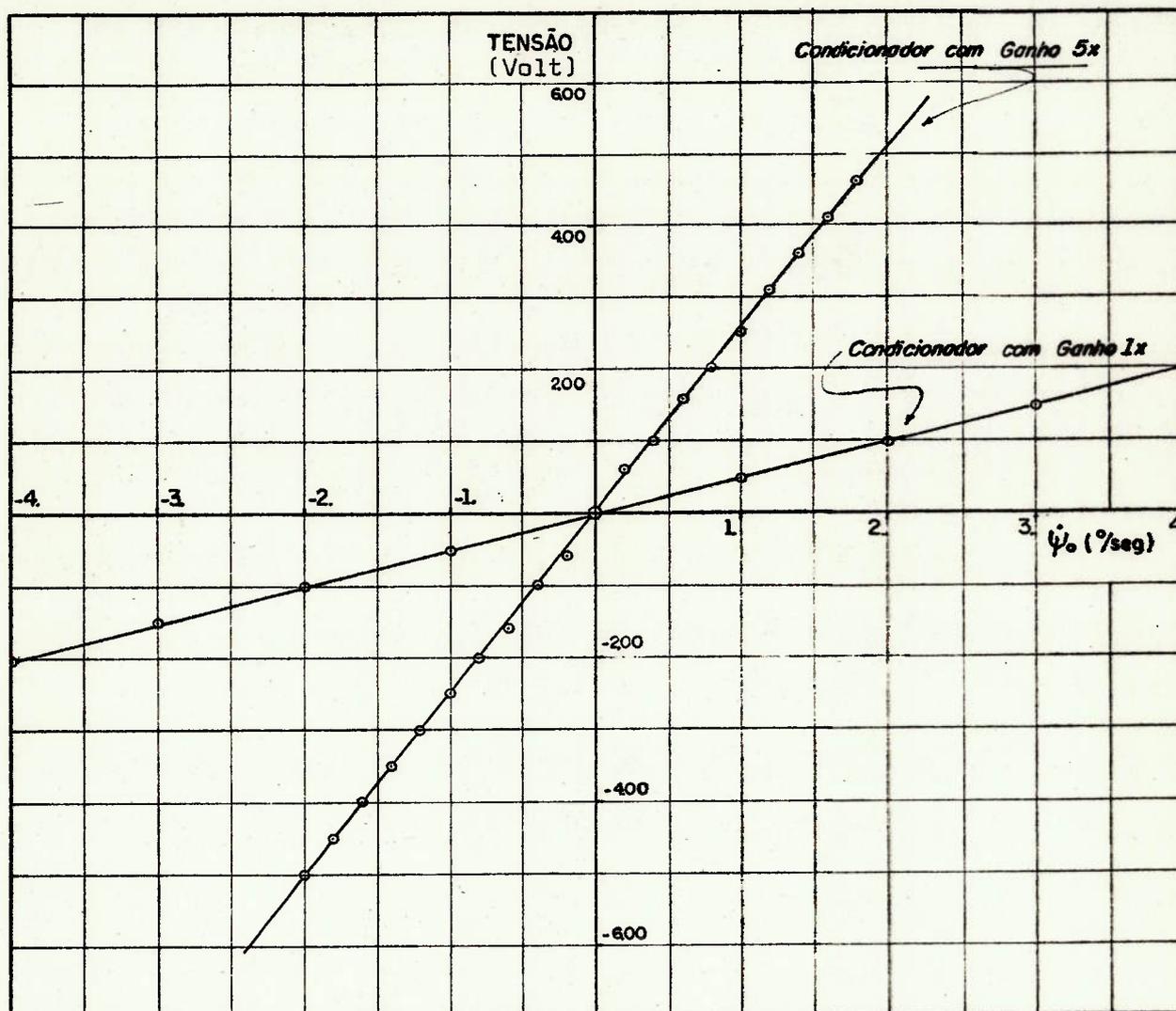
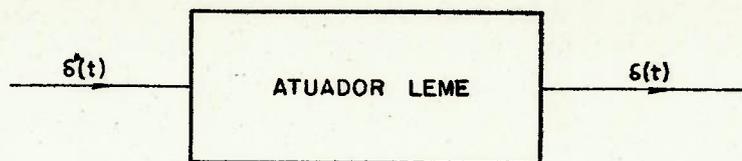


FIGURA 3.22. Ajuste da velocidade angular de referência $\dot{\psi}_0$.

3.5.2. Atuador do leme

O dispositivo atuador do leme foi projetado de modo a simular nos modelos o funcionamento das máquinas do leme dos navios.



As ordens de leme recebidas δ^* , são transformadas em acionamentos segundo a dinâmica usualmente adotada para as máquinas do leme reais:

$$\frac{\delta^*(s)}{\delta(s)} = 1 + sT_E \quad (3.51)$$

ou seja:

$$\delta^*(t) = \delta(t) + T_E \frac{d\delta(t)}{dt} \quad (3.52)$$

Nos navios reais o valor de $T_E = 2\text{seg.}$ é comumente encontrado, tendo sido adotado este valor.

O conjunto motor é formado por um motor de passo acoplado a um redutor com relação de redução 1:7.5.

Os circuitos eletrônicos constituem uma fonte geradora de pulsos para acionamento do motor de passo e um controlador com realimentação, através de um potenciometro, para posicionamento correto do leme.

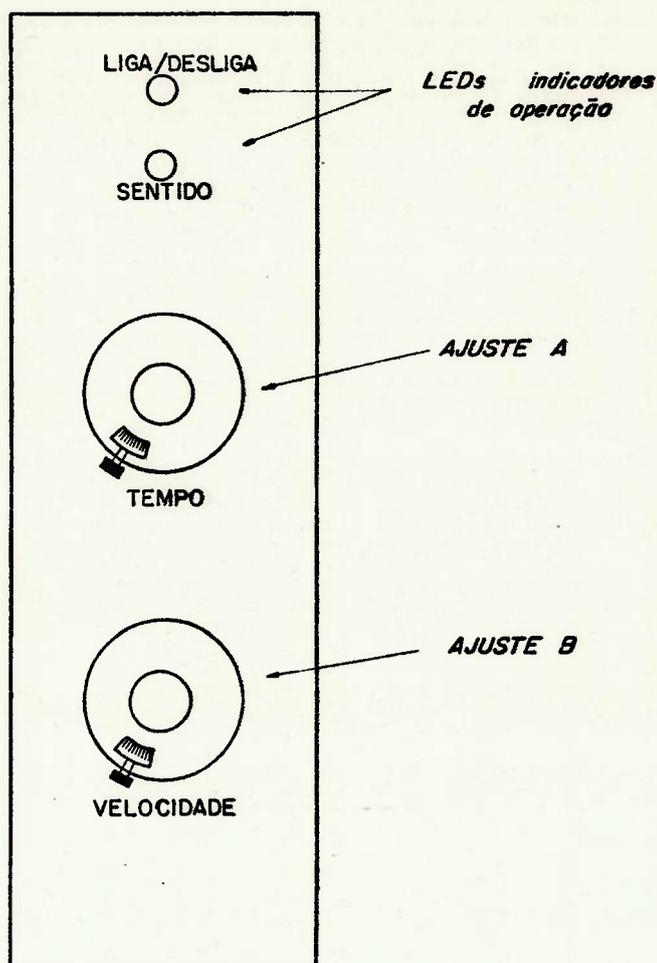


FIGURA 3.23. Módulo de comando do atuador do leme.

Existem dois ajustes no painel do atuador do leme, Figura 3.23, que tem por objetivo ajustar a velocidade de acionamento do leme $\dot{\delta}$, e o tempo de resposta T_E , de modo a fazer a correspondência nos modelos, dos valores reais empregados nos navios. Considerando as relações entre T_E e $\dot{\delta}$ para modelo e navio:

$$(T_E)_{\text{mod}} = (T_E)_{\text{navio}} / \sqrt{\alpha} \quad (3.53)$$

$$\dot{\delta}_{\text{mod}} = \dot{\delta}_{\text{navio}} \sqrt{\alpha} \quad (3.53)$$

a posição do ajuste A, que controla o tempo de resposta do atuador do leme nos modelos, pode ser obtida do gráfico apresentado na Figura 3.24. A posição do ajuste B, que controla a velocidade de acionamento do leme no modelo, pode ser obtida no gráfico da Figura 3.25, a seguir.

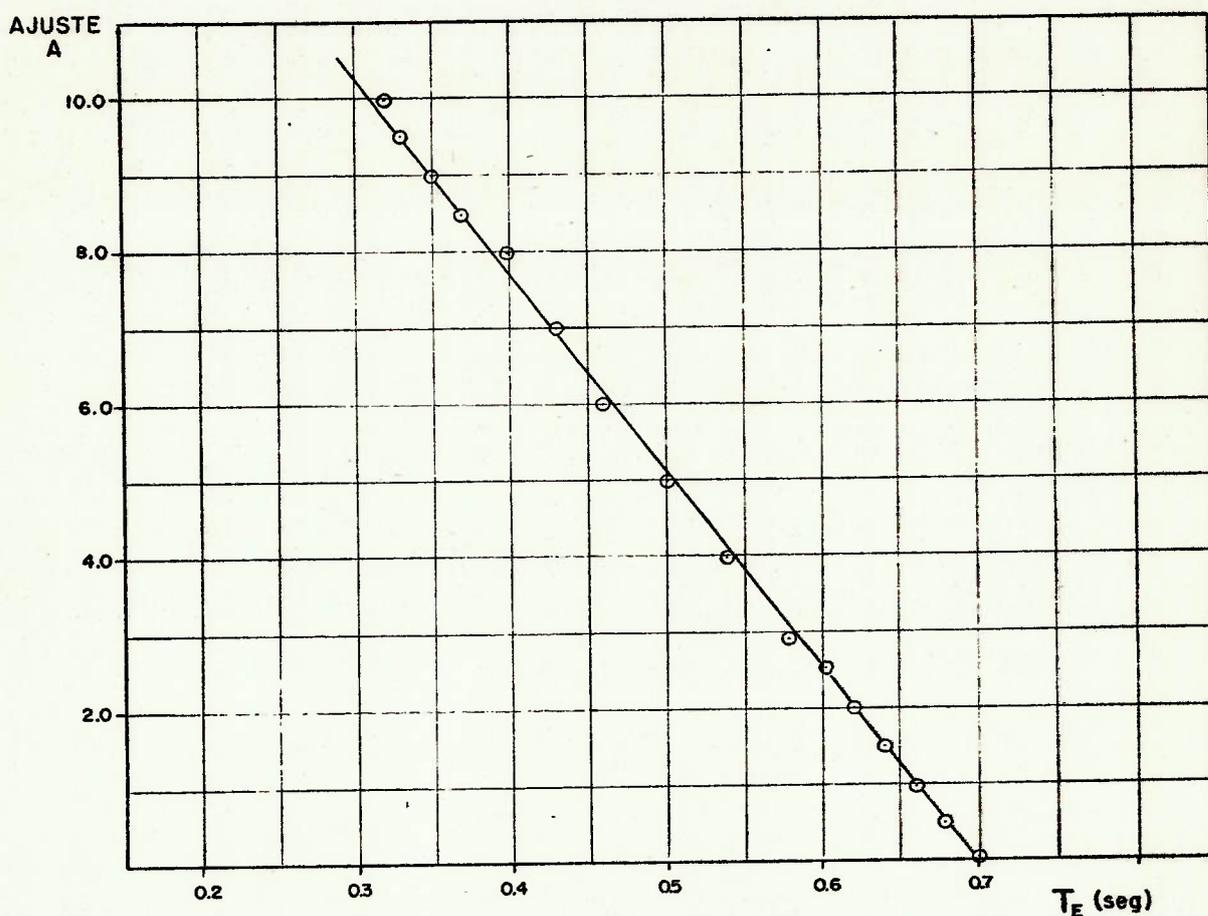


FIGURA 3.24. Posição do ajuste A - Tempo de resposta do atuador do leme.

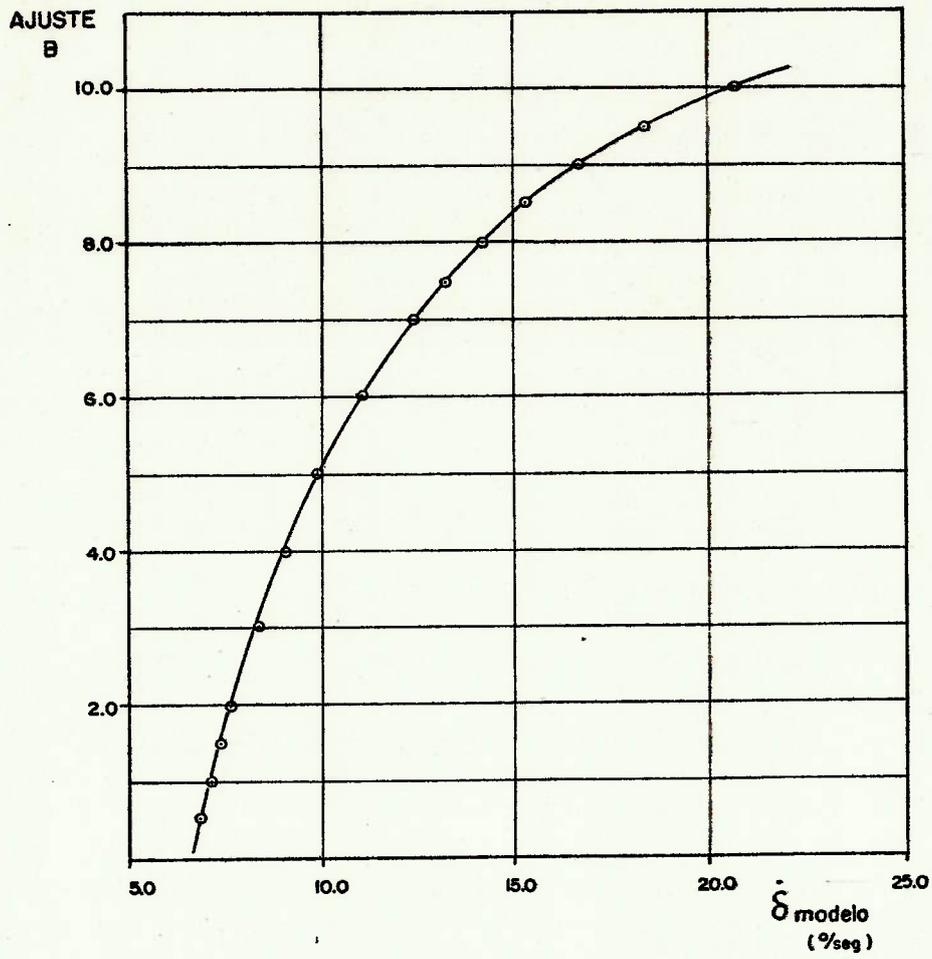


FIGURA 3.25. Posição do ajuste B - Velocidade de acionamento do leme no modelo.

O gráfico apresentado na Figura 3.26, contém para diferentes velocidades do leme $\dot{\delta}$ do navio, os correspondentes valores para a posição do Ajuste B, em função da escala do modelo. Este gráfico pretende ser útil para a definição da escala a ser empregada para o modelo, tendo em mente as limitações do atuador do leme.

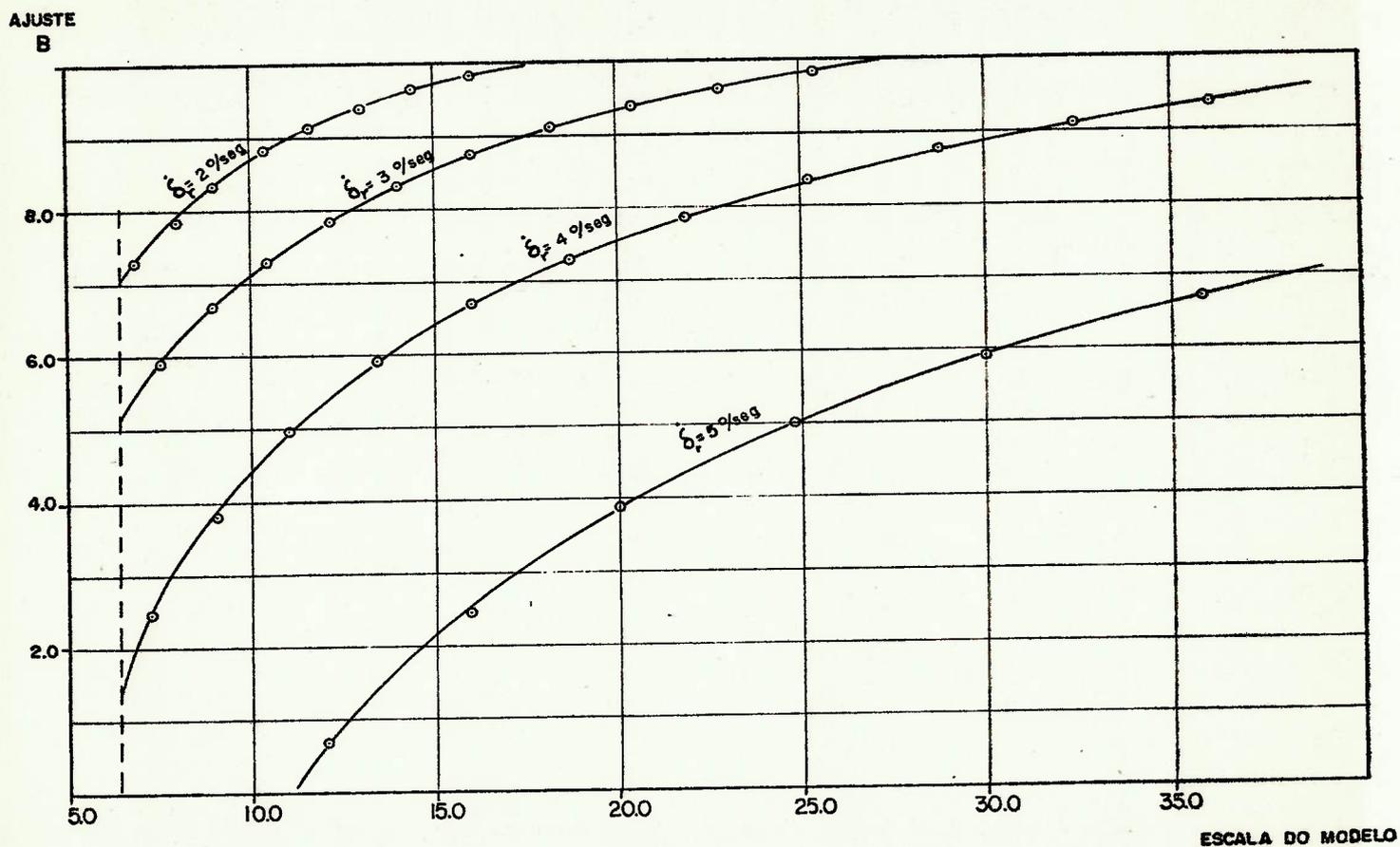


FIGURA 3.26. Posição do Ajuste B (δ_{mod}) em função da escala do modelo e de $\dot{\delta}_{\text{navio}}$.

O torque máximo admissível para o atuador do leme é apresentado no gráfico da Figura 3.27, a seguir, em função da velocidade do leme no modelo.

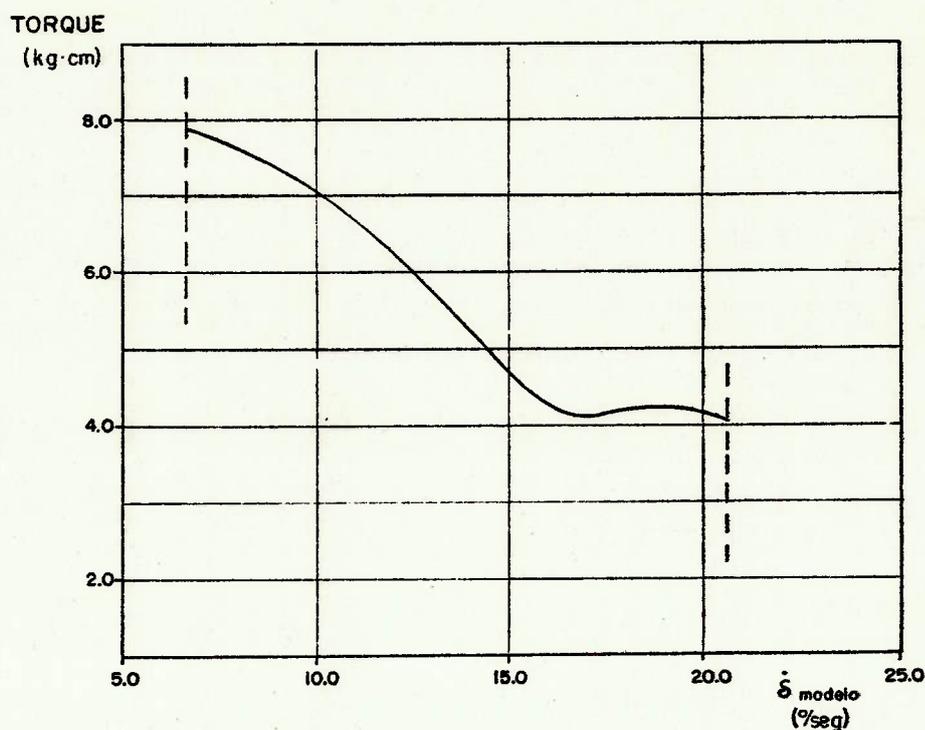


FIGURA 3.27. Torque máximo do atuador do leme.

3.5.3. Condicionador "rate-gyro"

O equipamento "condicionador do rate-gyro" consiste em um dispositivo eletrônico para alimentação e tratamento do sinal do transdutor "rate-gyro", medidor da velocidade angular de guinada dos navios.

O "rate-gyro" empregado nestes ensaios possui as seguintes características:

- marca : DAYSTRON-R29A10-1;
- fundo de escala: + ou - 10° /seg;
- resolução : 0.05° /seg;
- sensibilidade : $0,50$ volt/ $(^{\circ}$ /seg).

O condicionador do "rate-gyro" fornece também, além do sinal do "rate-gyro" proporcional à velocidade angular de guinada, o sinal do ângulo de rumo, obtido a partir da integração eletrônica do sinal da velocidade angular, circuito este algumas vezes mencionado como integrador do "rate-gyro". A Figura 3.28, apresenta as curvas de calibração deste equipamento.

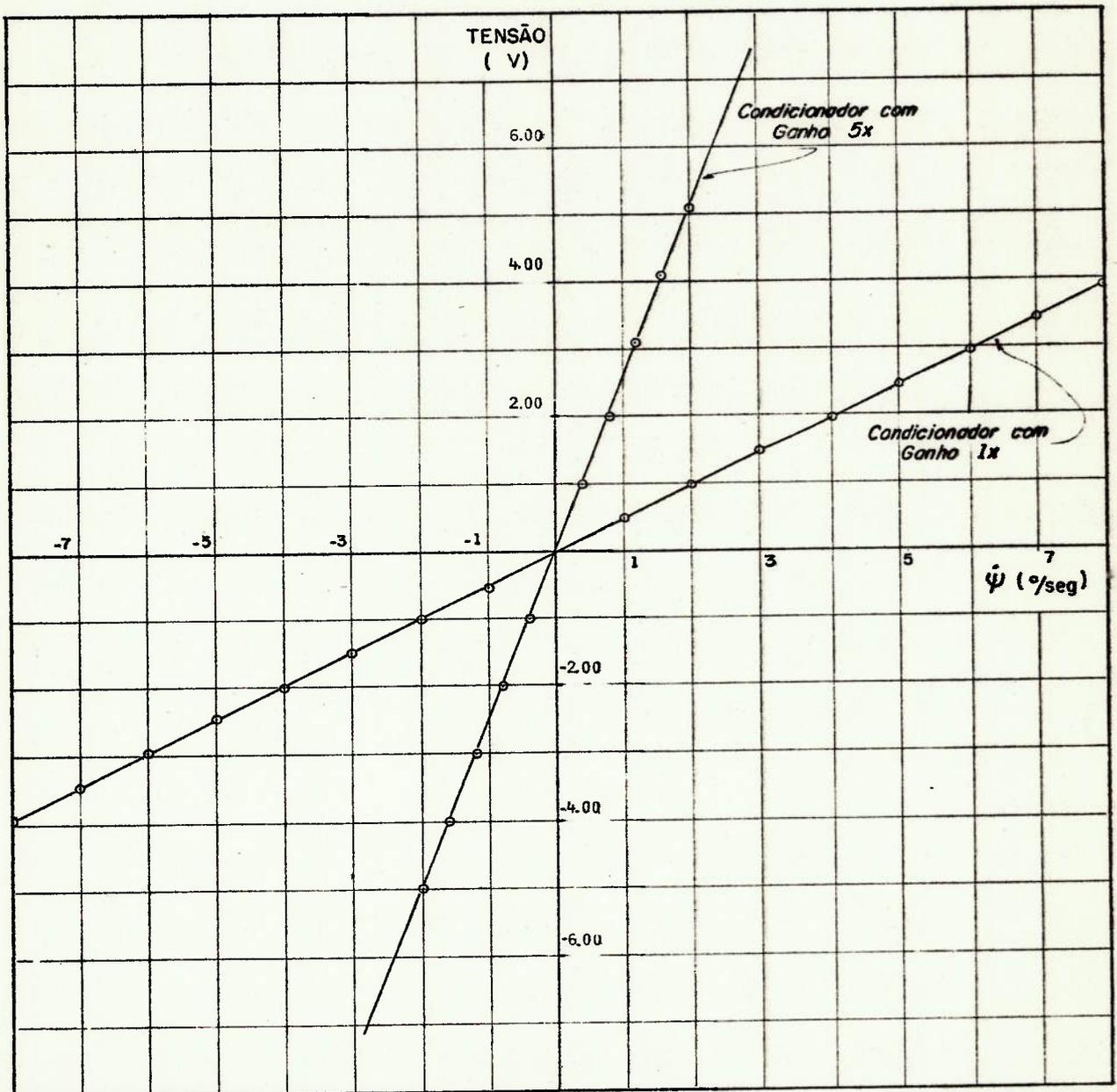


FIGURA 3.28. Curvas de calibração do condicionador do "rate-gyro"

3.5.4. Transmissor - receptor de R.F.

O transmissor-receptor representa o conjunto utilizado para controle do modelo à distância e monitoramento da resposta do mesmo. O sistema é constituído de 4 canais de "ida" e "volta" de sinais, permitindo:

- controle à distância dos motores;
- controle à distância do ângulo de leme;
- acionamento de duas chaves comutadoras, para ligar equipamentos à bordo do navio;
- monitoração à distância de quatro canais para registro contínuo dos sinais da margem:
 - ângulo de leme efetivo;
 - velocidade angular de guinada;
 - ângulo do rumo do modelo;
 - rotação do motor.

3.5.5. Sistema propulsor do modelo

O sistema propulsor do modelo é constituído por um motor CC de 48 volts (corrente contínua) e um controlador eletrônico para manter a rotação constante.

Esquemáticamente, o sistema funciona de acordo com o diagrama a seguir, Figura 3.29, no qual a realimentação de rotação para o sistema de controle é efetuado por um ta-co-gerador.

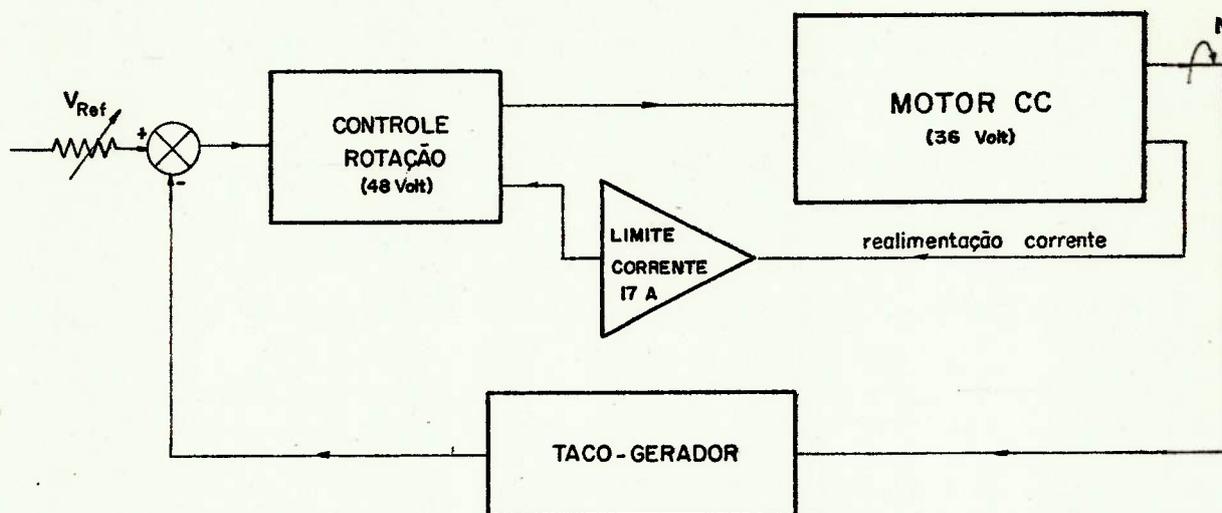


FIGURA 3.29. Diagrama esquemático do sistema de propulsão do modelo.

As características físicas deste sistema de propulsão para o modelo, qual seja, motor + controle de rotação, são apresentados nas Figuras 3.30 a 3.32, que introduzem:

- características de potência do sistema;
- curva característica do sistema, tensão de referência versus rotação, e
- característica do taco-gerador.

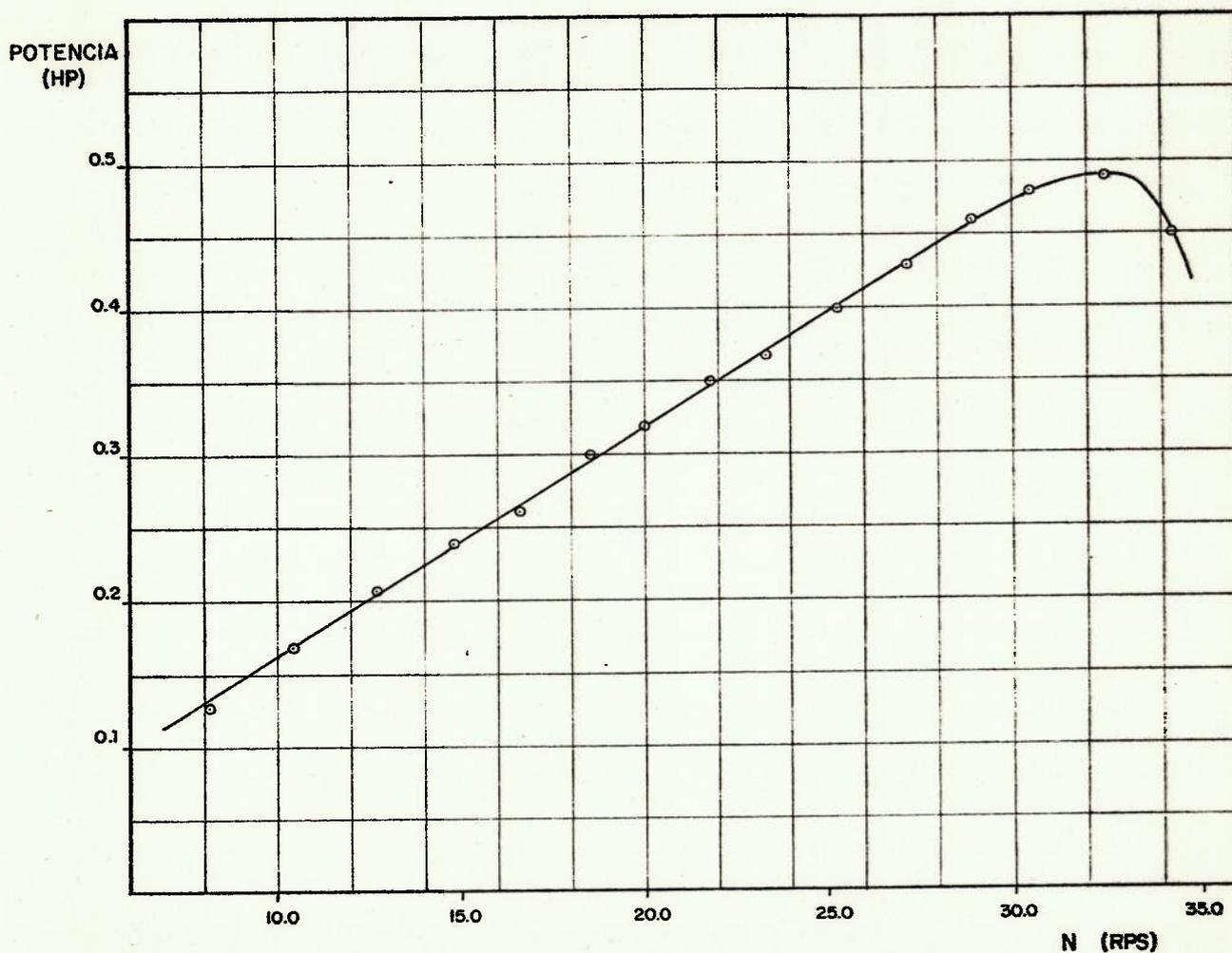


FIGURA 3.30. Diagrama de potência versus rotação para o motor de propulsão.

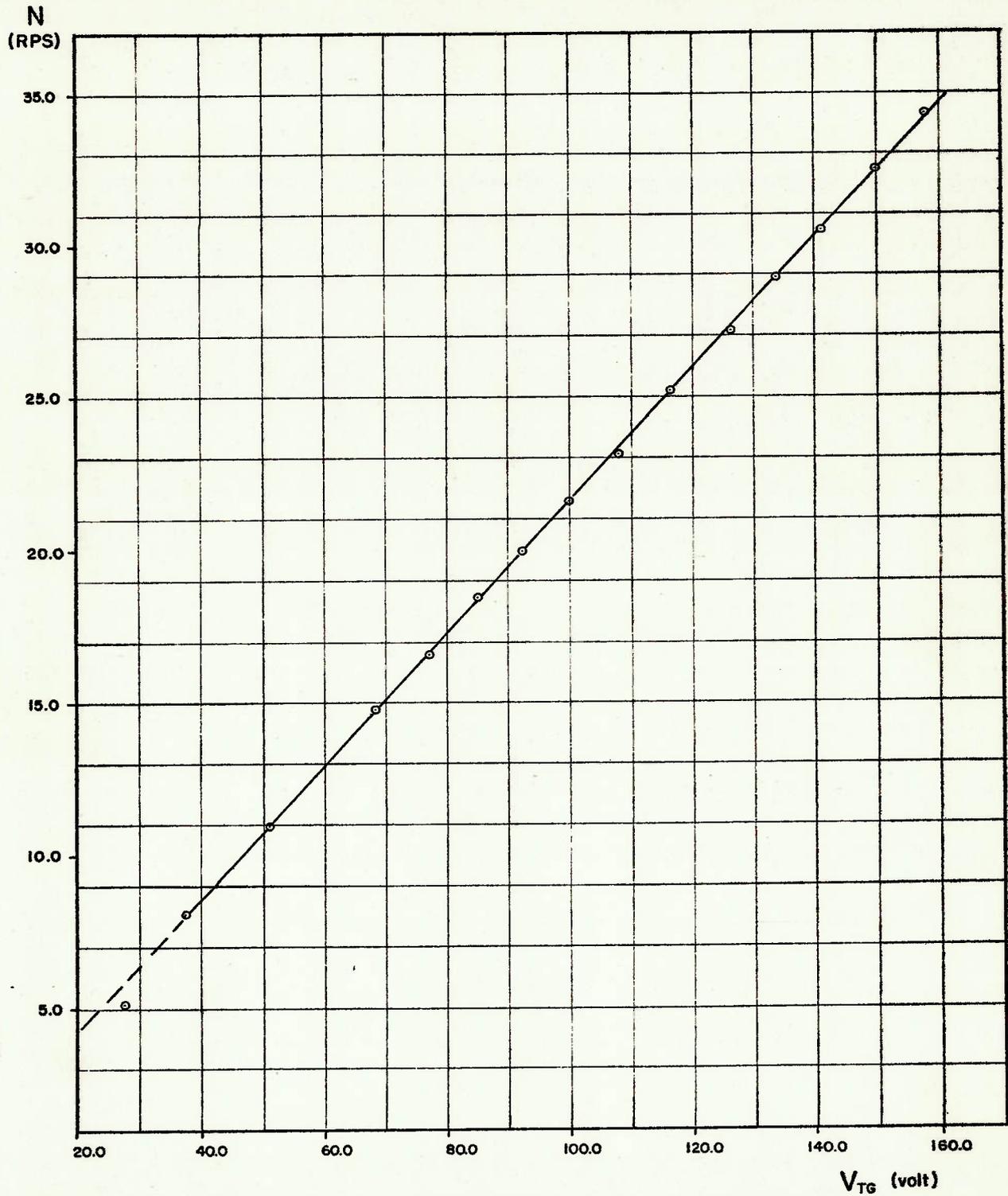


FIGURA 3.31. Tensão do Taco-Gerador versus rotação do eixo propulsor.

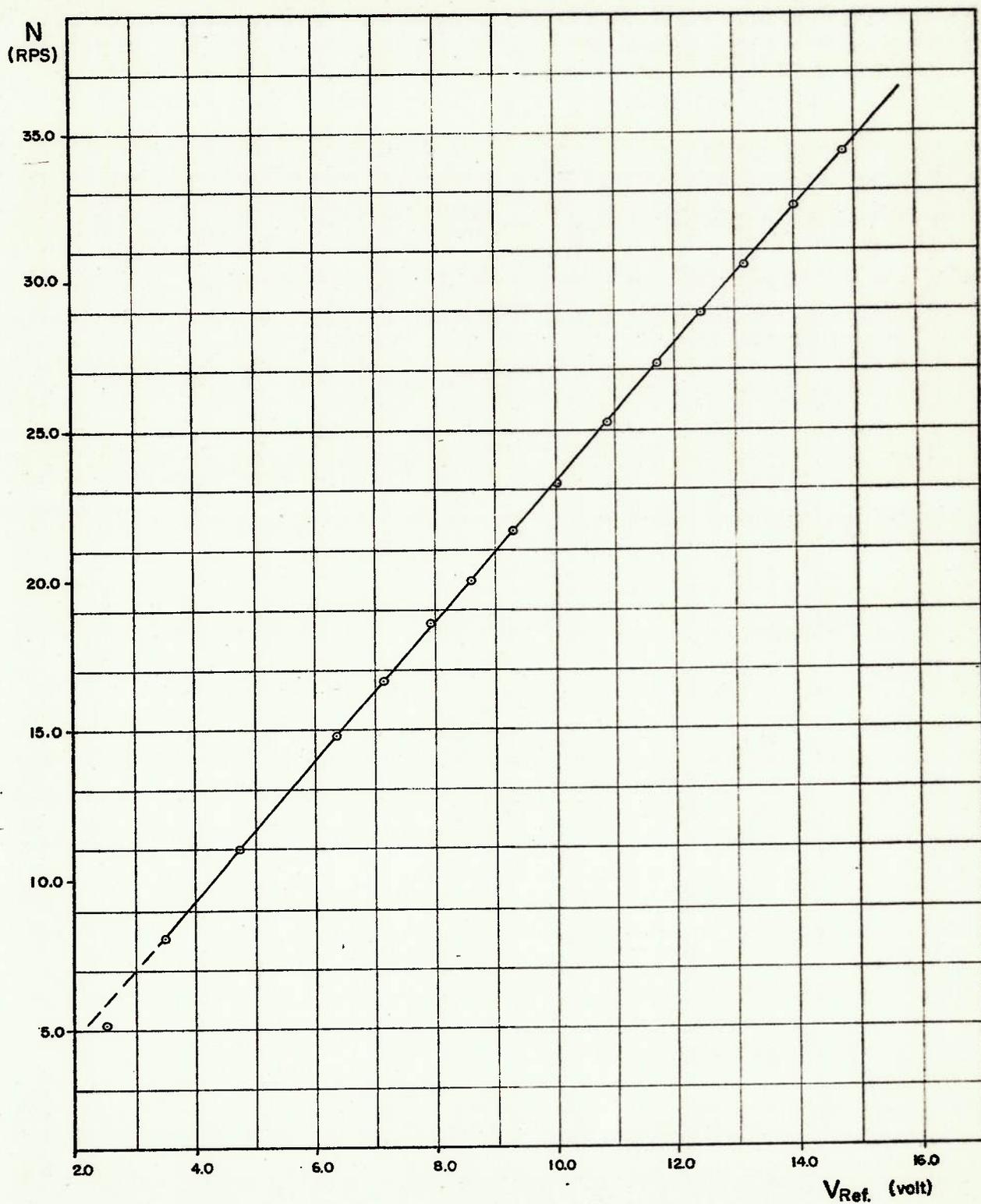


FIGURA 3.32. Curva característica do sistema de propulsão: tensão de referência versus rotação.

4. O PROBLEMA DOS EFEITOS DE ESCALA

4.1. *Considerações Preliminares*

As técnicas de ensaio com modelos livres, apresentadas no Capítulo 3, tem sido largamente empregadas para determinação das características de governo e manobrabilidade dos navios a partir de ensaios com modelos reduzidos. No entanto, ao comparar os resultados destes ensaios com modelos e os resultados de testes realizados com navios em escala-real, observa-se que os modelos reduzidos apresentam em relação aos navios: melhor estabilidade direcional, respostas mais rápidas aos acionamentos do leme e menor habilidade de giro para pequenos ângulos de leme (52, 53).

Os ensaios de manobrabilidade, como a maioria dos ensaios hidrodinâmicos com modelos reduzidos de navios, são realizados de acordo com a Hipótese de Froude que garante semelhança para o modelo e o navio dos aspectos gravitacionais que influenciam o movimento e o escoamento ao longo do casco. No entanto, de acordo com este procedimento é inevitável a desigualdade do número de Reynolds, ao qual estão associados os fenômenos viscosos do escoamento. Assim sendo, durante uma mesma manobra, desenvolvida com modelo e navio, os efeitos viscosos agem diferentemente em ambos, ocasionando os chamados efeitos de escala.

Existem dois efeitos de escala resultantes da não igualdade no número de Reynolds, que influenciam os resultados dos ensaios de manobra com modelos, e que podem ser relacionados como causadores das discrepâncias mencionadas.

O primeiro deles está relacionado com o ponto de operação do hélice no modelo. Para cada velocidade de avanço do navio, devido aos diferentes números de Reynolds, a relação existente entre resistência de atrito e resistência total é sempre maior no modelo que no navio. Portanto, para ambos desenvolverem velocidades equivalentes, é necessário que o hélice do modelo forneça um empuxo adicional capaz de compensar esta maior resistência de atrito. Deste modo, para o modelo, no ponto de auto-propulsão correspondente à uma determinada velocidade de avanço do navio, o hélice deve operar mais "carregado" que o hélice do navio. Este fato ocasiona um escoamento sobre o leme mais acelerado no modelo, acentuando o efeito do "jato" do hélice sobre o leme. Sendo maior a velocidade do escoamento sobre o leme, o efeito de estabilizador direcional atribuído à ele, denominado "efeito de rabeta" poderá ser mais acentuado no modelo que no navio.

O segundo aspecto, está relacionado com a influência do número de Reynolds na natureza do escoamento ao longo do casco. Para os navios, o escoamento é plenamente turbulento devido à ordem de grandeza do número de Rey

nolds. No entanto, tal fato não se reproduz nos modelos, nos quais o regime do escoamento pode-se apresentar como laminar, ou mesmo na faixa de transição, crítico ou trans crítico.

As forças e momentos hidrodinâmicos que agem nos navios devido a ocorrência de separação do escoamento do longo do casco são equivalentes a acionamentos do leme a ângulos da ordem de 5° (56), de modo que não podem ser negligenciadas. Assim sendo, os diferentes aspectos do escoamento ao longo dos modelos e dos navios são determinantes na constituição dos efeitos de escala.

Neste capítulo, procura-se mostrar as metodologias para compensação dos efeitos de escala de modo que os resultados dos ensaios com modelos possam ser correlacionados aos navios, fornecendo previsões confiáveis das características de governo e manobra dos navios.

Cumprе notar que, embora ambos os fenômenos causadores dos efeitos de escala sejam identificáveis, uma vez que eles aconteçam é difícil dissociá-los, de modo que discrepâncias de comportamento entre navio e modelo, somente podem ser atribuídas a uma determinada causa, se durante o ensaio com o modelo forem controladas e efetuadas medições de todas as variáveis que de algum modo interfiram no fenômeno, ou permitam que se faça tal separação.

4.2. Definição do Ponto de Auto-Propulsão do Modelo

O procedimento usualmente empregado nos ensaios com modelos livres, consiste em manter a rotação do hélice no modelo tal que a velocidade de avanço resultante seja equivalente à do navio, ou seja, opera-se o propulsor no ponto de auto-propulsão do modelo.

Apesar das discrepâncias, mencionadas no item anterior, que tal procedimento pode ocasionar, o Comitê de Manobrabilidade da ITTC - "International Towing Tank Conference" (15), recomenda sua aplicação.

Algumas considerações, baseados em resultados experimentais, podem justificar a adoção de tal procedimento.

Em primeiro lugar, cumpre notar que as mencionadas diferenças de comportamento entre modelo e navio diminuem conforme a intensidade de movimento da manobra aumenta. Por exemplo, em manobras de giro com emprego do ângulo de leme máximo, observa-se que os resultados dos modelos são bastante consistentes com os testes de prova de mar dos navios. (15, 52, 53, 55 e 58). Este fato pode ser explicado devido à menor parcela da resistência de atrito na resistência total durante estas manobras mais bruscas.

Em segundo lugar, resultados experimentais apresentados (50, 58) mostram que a manobra espiral realizada com modelo, também pode fornecer resultados consistentes, desde que haja similitude entre o regime do escoamento no modelo e no navio. Resultados experimentais de medições da força hidrodinâmica no leme em ensaios com modelos de diferentes tamanhos (50), mostram que para pequenos ângulos de leme, correspondentes à região do "loop" de histerese ($10^{\circ}BB < \delta < 10^{\circ}BE$), os valores da força do leme se mantem praticamente inalterados, para os vários modelos. Deste modo, nestes ensaios de manobra espiral os efeitos de escala existentes devem ser gerados por outros elementos, que não a diferença de "carregamento" no hélice que aumentaria o efeito estabilizador do leme.

Finalmente, para as manobras que envolvem a resposta transiente dos navios, ou seja, manobras do tipo zig-zag, foi recentemente proposto por Kazai (18), um método que permite extrapolar a partir da relação entre os coeficientes de esteira do modelo e do navio os índices de manobrabilidade obtidos nos ensaios com modelos.

4.3. Características do Escoamento ao Longo dos Modelos

Conforme mencionado nos itens anteriores, o escoamento ao longo do casco, nos navios e modelos, apresentam aspectos de diferentes naturezas uma vez que não se processa para ambos a igualdade do número de Reynolds.

Neste item procurar-se-á fornecer alguns aspectos qualitativos sobre a natureza do escoamento ao longo dos modelos, os quais foram relatados por diversos autores em trabalhos de observação visual do escoamento. Em geral estes trabalhos são simplesmente descritivos e não fornecem explicações razoáveis para os fenômenos observados.

Nomoto (54), descreveu um caso de separação não usual do escoamento, observado durante ensaios de manobra com navios de formas cheias. Foi constatado que para os modelos, em manobras de giro a pequenos ângulos de leme, acontecia uma zona de separação do escoamento, na região de popa do modelo, externamente ao centro de curvatura da trajetória, cuja extensão se mantinha praticamente constante com a variação da velocidade angular $\dot{\psi}$ da manobra. Em consequência, como os resultados dos ensaios de manobra espiral com o modelo davam o modelo como bastante estável direcionalmente, fato este incoerente com o comportamento do navio em escala real, Nomoto associou a este fenômeno de separação do escoamento um efeito estabilizador e denominou-o, "fenômeno atípico do escoamento".

Clarke (55) faz menção aos problemas de instabilidade do escoamento e os associa aos fenômenos atípicos mencionados por Nomoto. Segundo ele o escoamento na região de popa dos modelos se torna assimétrico pela ação do propulsor. Enquanto que à vante do hélice, o escoamento é

bastante simétrico e estável, na região acima do eixo e à ré do mesmo, próxima à superfície, acontecem separações do escoamento que o tornam assimétrico. Estas separações, que podem acontecer em qualquer um dos bordos, são acompanhadas por escoamentos reversos, conforme esquematizado na Figura 4.1, que ocasionam flutuações de torque e empuxo e o aparecimento de uma força lateral, direcionada para o bordo oposto. Como este fenômeno do escoamento ocorre intermitente e aleatoriamente à bombordo ou à boreste, a força lateral gerada também é aleatória. Estas mudanças na zona de separação causam a instabilidade do escoamento, afetando portanto a estabilidade direcional dos modelos.

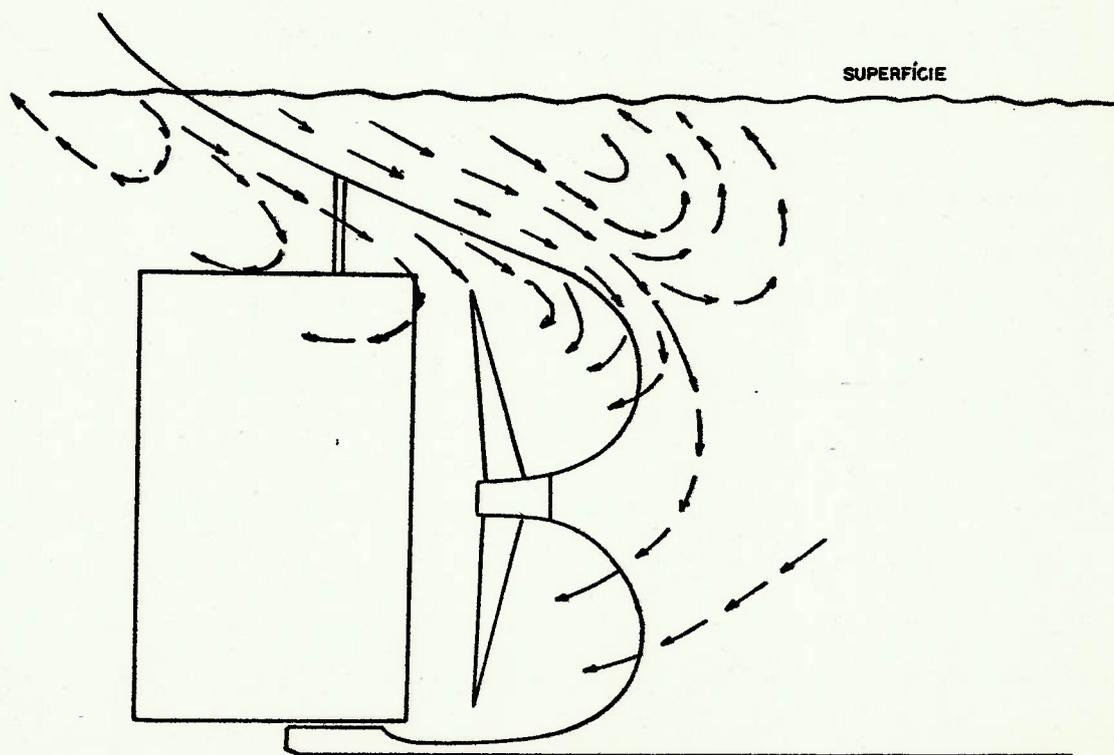


FIGURA 4.1. Aspecto esquemático do escoamento descrito por Clarke (55).

De acordo com Nikolaev (50, 59) além do fenômeno atípico de Nomoto, e das separações assimétricas do escoamento na região de popa, mencionados por Clarke; ocorre também nos modelos, separação do escoamento em regime estável, devido à instabilidade da camada limite. De acordo com suas observações o fenômeno acontece ao longo do bojo do modelo em seções próximas à meia nau, como consequência do encontro de dois escoamentos cruzados no fundo do modelo. Um deles ⁽¹⁾, depende da velocidade angular, tem a direção do centro de rotação e seria ocasionado pelas forças centrífugas. O outro ⁽²⁾, seria função do ângulo de abatimento e deste modo dirigido de fora para dentro da trajetória desenvolvida, conforme a Figura 4.2, a seguir.

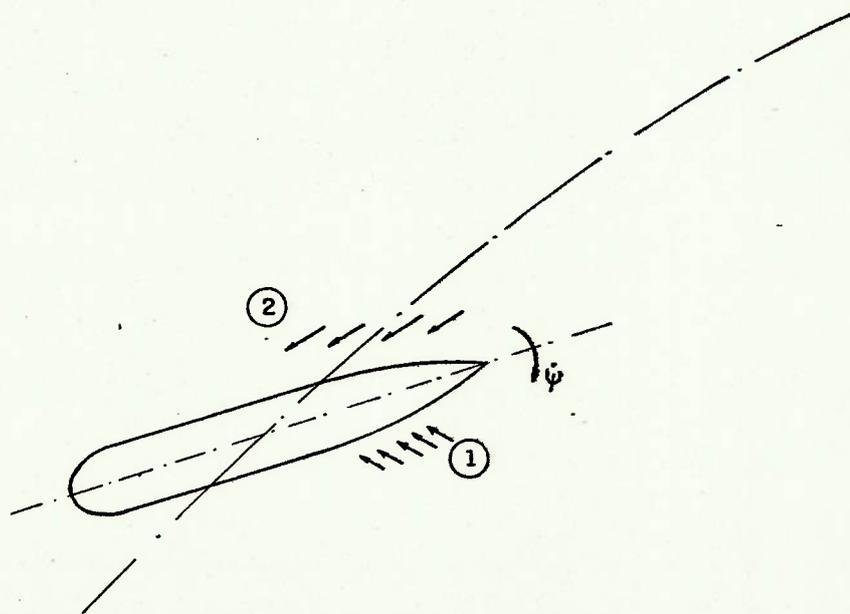


FIGURA 4.2. Aspecto Esquemático do escoamento descrito por Nikolaev(59)

A posição da "linha de separação" no modelo depende da intensidade destes dois escoamentos. Para grandes ângulos de abatimento, o escoamento⁽²⁾ predomina e a linha de separação aconteceria na junção do bojo com o fundo. Quando o raio de curvatura é pequeno, acontecem as chamadas "separation bubbles", ou zona de águas mortas (60) no fundo do modelo, inicialmente próximo às extremidades evoluindo, com a diminuição do raio de curvatura para toda a superfície do modelo.

4.4. O Método da Rugosidade

4.4.1. Considerações iniciais

Tendo em vista a diferença do número de Reynolds entre modelo e navio, enquanto ao longo do casco dos navios o regime do escoamento é plenamente turbulento, nos modelos, usualmente o escoamento é laminar ou no máximo, para modelos de alta velocidade, o escoamento é crítico, na região de transição. Conforme já mencionado, o escoamento nos modelos apresenta aspectos peculiares como instabilidade da camada limite e zonas de separação diferentes das que ocorrem nos navios, os quais podem comprometer os resultados dos ensaios.

Para os ensaios convencionais, de resistência e auto-propulsão, existem procedimentos, adotados

universalmente, que consistem em "quebrar" o regime laminar do escoamento com auxílio de excitadores de turbulência dispostos à proa do modelo, de modo a garantir que o escoamento seja turbulento. No entanto, nos ensaios de manobrabilidade, nos quais o movimento do navio apresenta ângulos de abatimento e velocidades transversais, a colocação de excitadores de turbulência à proa do modelo não é efetivo, sendo necessária a aplicação de métodos alternativos.

Existem vários métodos para controle da camada limite ou do regime do escoamento como: aquecimento do fluido ou da superfície do modelo, aspersão ou injeção de fluido em determinadas regiões da superfície do modelo, aumento da turbulência do escoamento antes do mesmo atingir o modelo, ou ainda aumento da rugosidade da superfície. Todos estes métodos objetivam a mudança da natureza do escoamento, procurando evitar que aconteçam os fenômenos atípicos descritos no item anterior.

O método de mudança da rugosidade da superfície do modelo, ou simplesmente "método da rugosidade" é bastante simples sob o ponto de vista de aplicação, pois não requer nenhum arranjo ou equipamento adicional de ensaio, permitindo controlar efetivamente e com segurança o regime do escoamento ao longo dos modelos.

4.4.2. Viabilidade da aplicação do método

O método de aumento da rugosidade conforme proposto neste trabalho, foi inicialmente aplicado em ensaios em túneis de vento para avaliação do escoamento supercrítico em torno de cilindros, por Achenbach (47) e Szechenyi (48). Estes Autores mostraram ser perfeitamente possível aumentar artificialmente o número de Reynolds do escoamento, tornando o regime turbulento, através do aumento da rugosidade da superfície dos cilindros.

Treshchevsky (51) aplicou o método para determinação das forças de arrasto de embarcações fluviais a grandes ângulos de abatimento, em ensaios em túneis de vento. Os resultados obtidos com a aplicação do método da rugosidade correspondem com exatidão às medições em escala-real.

Recentemente Nikolaev (59), que identificou a separação do escoamento nos modelos na região do bojo nas secções próximas à meia-nau, aplicou este método para os ensaios de manobrabilidade com modelos livres. Este autor não apresenta correlação com dados de ensaios em escala-real, mas sim entre três modelos de um mesmo navio de diversos tamanhos. Os resultados obtidos indicam que o método da rugosidade, quando aplicado ao modelo de apenas 1,5m de comprimento permite

correlacionar os resultados com o modelo semelhante de 10m. Segundo este Autor, o método permite estabelecer as separações do escoamento nos modelos, prevenindo deste modo os efeitos de escala provenientes de separações instáveis do escoamento, os quais acontecem nos modelos menores.

4.4.3. Descrição do método da rugosidade

4.4.3.1. Escoamento bidimensional sobre cilindros

Para descrição do método convém introduzir alguns aspectos do regime do escoamento sobre cilindros em função do número de Reynolds, mencionados por Achenbach (47), a partir de observações experimentais. A Figura 4.3, a seguir, apresenta a variação do coeficiente de arrasto C_x do cilindro, em escoamento transversal ao mesmo.

Esta curva pode ser dividida, em função do número de Reynolds, em quatro partes distintas cada uma das quais é caracterizada por determinado comportamento da camada limite do escoamento. Na Região I o escoamento é denominado subcrítico, a camada limite é laminar e a separação ocorre na parte frontal do cilindro como consequência das forças viscosas. Na Região II, denominada escoamento crítico, com o aumento

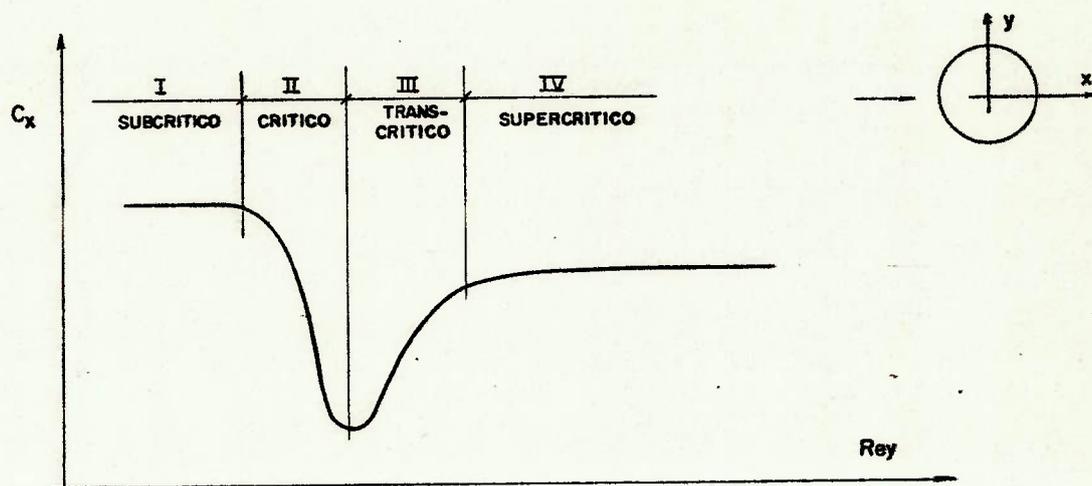


FIGURA 4.3. Influência do número de Reynolds no regime do escoamento.

do número de Reynolds a relação entre as forças inerciais e as forças viscosas também aumenta, causando o retardamento da separação da camada limite laminar. Deste modo, o ponto de separação do escoamento avança para a parte posterior do cilindro, e o perfil de distribuição de pressões na face anterior do mesmo é compensada por pressões contrárias na face posterior, ocasionando um decréscimo acentuado no coeficiente de arrasto. Esta fase de escoamento crítico, é bastante instável e sensível, de modo que qualquer perturbação pode mudar completamente o escoamento.

Quando o número de Reynolds é tal que o coeficiente de arrasto é mínimo ocorre separação da camada limite laminar e recomposição do escoamento com camada limite turbulenta, ocasionando o fenômeno das "bolhas de separação". Segundo Achenbach (47), este fenômeno pode ser observado em um grande intervalo do número de Reynolds, $3 \times 10^5 < Re < 1.5 \times 10^6$, para os cilindros com superfície lisa, intervalo este que é bastante menor no caso de cilindros com superfície rugosa.

Na Região III do escoamento, denominada escoamento transcrito, o coeficiente de arrasto aumenta com o número de Reynolds, podendo-se observar a transição, bem definida e estável, da camada limite de laminar para turbulenta.

Os pontos de transição da camada limite, que no regime do escoamento transcrito se localizam na face posterior do cilindro; na Região IV, com o aumento do número de Reynolds eles começam a se aproximar das vizinhanças do ponto de estagnação do escoamento, enquanto o coeficiente de arrasto C_x atinge um novo patamar. Neste, a camada limite é plenamente turbulenta e o escoamento denominado supercrítico.

4.4.3.2. Influência da rugosidade no regime do escoamento

Resultados experimentais obtidos por Fage & Warsap, transcritos em (46), mostram a influência da rugosidade superficial no coeficiente de arrasto dos cilindros e no regime do escoamento, em função do número de Reynolds. A Figura 4.4, a seguir ilustra estes resultados, podendo-se observar que o número de Reynolds correspondente ao regime crítico do escoamento decresce com o aumento da rugosidade superficial. Deste modo, quanto maior a rugosidade da superfície, menor será o número de Reynolds para o qual acontecerá a transição da camada limite, de laminar para a turbulenta.

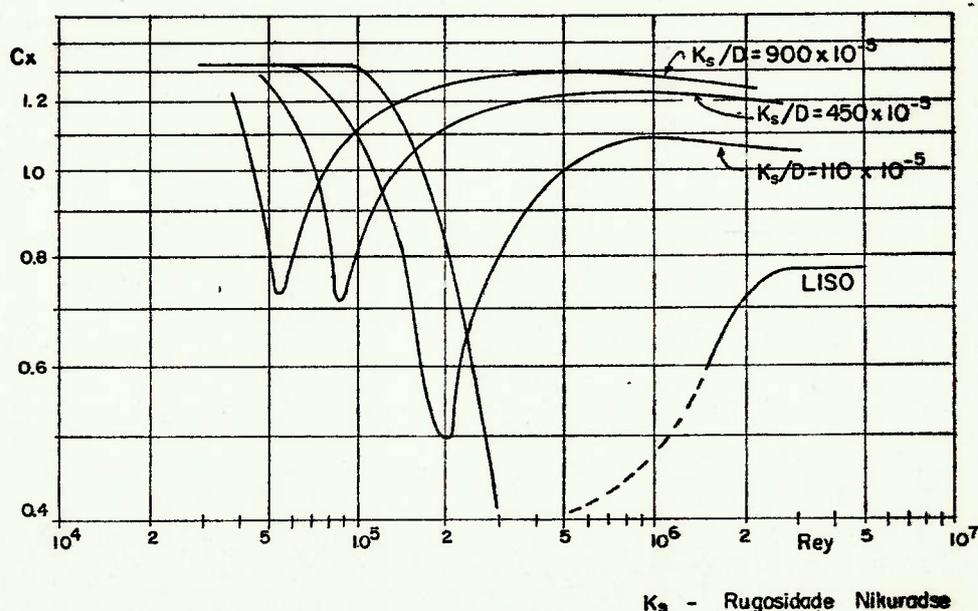


FIGURA 4.4. Influência da rugosidade no regime do escoamento.

De acordo com estes dados, pode-se concluir que a obtenção de escoamento supercrítico, ou seja, no qual a camada limite seja turbulenta, não depende apenas do número de Reynolds mas também da rugosidade da superfície.

A Figura 4.5, a seguir, apresenta os limites entre os escoamentos crítico, transcrito e supercrítico em função da rugosidade da superfície e do número de Reynolds, para escoamento sobre os cilindros (48).

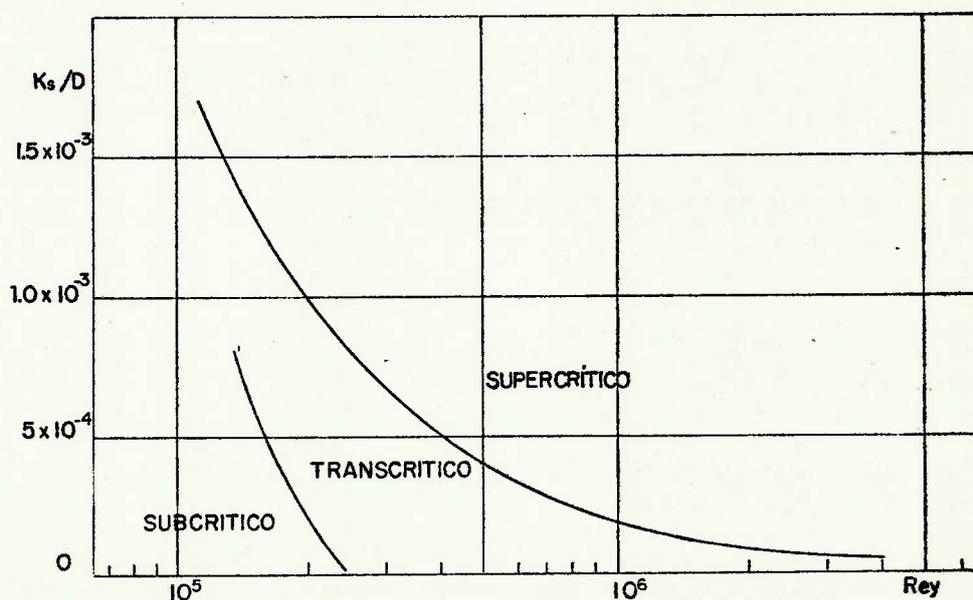


FIGURA 4.5. Regime do escoamento em função do número de Reynolds e da rugosidade superficial.

A partir da linha B da figura, pode-se determinar qual a rugosidade mínima que deve ser aplicada sobre a superfície do modelo, de acordo com o número de Reynolds do escoamento, para garantir o escoamento supercrítico, ou seja, que a camada limite se apresente turbulenta.

5. REALIZAÇÃO DOS ENSAIOS COM MODELO E NAVIO

5.1. *Considerações Preliminares*

Neste Capítulo apresentam-se os resultados experimentais obtidos a partir da realização de alguns testes e ensaios propostos no Capítulo 3, para um determinado navio e seu modelo reduzido, o qual é denominado neste trabalho navio-exemplo.

Este navio particular, cujas características principais são introduzidas a seguir, foi empregado de vido aos seguintes pontos:

- as características peculiares de instabilidade direcional que ele apresenta;
- a existência de um grande número de dados disponíveis sobre os testes em escala real;
- a possibilidade de aplicar uma nova metodologia de controle automático ao navio, com objetivo de minimizar os efeitos da instabilidade direcional no comportamento do navio.

O objetivo principal, ao executar os testes em escala real e os ensaios com modelos do mesmo navio, é verificar a viabilidade e a conveniência dos métodos experimentais propostos, do mesmo modo que os procedimentos de

síntese da função de transferência de governo.

Inicialmente, são apresentados os resultados dos testes em escala real, a partir dos quais é feita uma análise da manobrabilidade e controlabilidade do navio exemplo. São então determinados os parâmetros do modelo matemático, ou seja, a função transferência de governo, que será necessária aos estudos de simulação para viabilizar a metodologia de controle, para navios direcionalmente instáveis, proposta no Capítulo 6.

São também apresentados os resultados dos ensaios com o modelo reduzido, que comparados com os testes em escala real oferecem a oportunidade de verificar a conveniência da utilização do aparato experimental proposto no Capítulo 3, para este fim.

5.1.1. Dimensões principais do navio e modelo

A Tabela 5.1, a seguir, apresenta as características principais do navio exemplo, e alguns coeficientes de forma do mesmo.

CARACTERÍSTICA DO NAVIO		VALOR
Comprimento entre perpendiculares.	L_{PP}	103,0m
Boca	B	20,0m
Calado	H	5,84m
Deslocamento (volume)	∇	8175,6 m ³
Coefficiente de Bloco	C_b	0,68
Comprimento/Boca	L/B	5,15
Boca/Calado	B/H	3,43
Área do Leme (total)	A_r	11,63m ²
Área do Leme (móvel)	A_{rm}	10,03m ²
Área do Leme/Área Lateral	A_r/LH	1/51,9
Velocidade de Serviço	V	15,0nós
Potência (máxima contínua)	BHP	5280HP
Rotação (máxima contínua)	N	170RPM
Hélice: - diâmetro	DH	3900mm
- passo/diâmetro	P/D	0,85
- razão de área	A_e/A_o	0,523

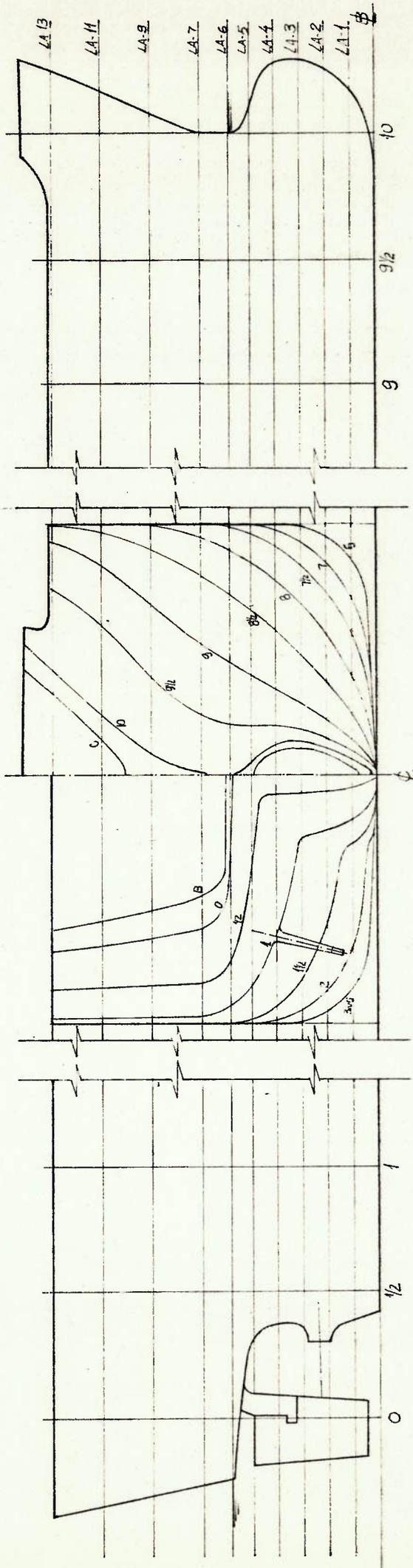
TABELA 5.1. Características principais do navio exemplo.

O modelo do navio exemplo foi construído em madeira, a partir do plano de linhas original do navio, Figura 5.0, e suas características principais estão resumidas na Tabela 5.2 apresentada a seguir.

A escala do modelo é 1:27.857, definida a partir do diâmetro de um hélice de estoque ($n^\circ 39^\circ$), cujas características mais se aproximavam ao hélice do navio.

CARACTERÍSTICA DO MODELO		VALOR
Comprimento entre perpendiculares	L_{pp}	3.697m
Boca	B	0,718m
Calado	H	0,210m
Deslocamento	∇	0,378m ³
Área do Leme (total)	A_r	0,015m ²
Área do Leme (móvel)	A_{rm}	0,013m ²
Hélice de Estoque: diâmetro	DH	140,0mm
passo/diâmetro	P/D	0,70
razão de áreas	A_e/A_o	0,55
Escala do modelo	α	27,857

TABELA 5.2. Características principais do modelo reduzido do navio exemplo.



CARACTERISTICAS PRINCIPAIS

- Comprimento entre perpendiculares..... 103,00 m
- Boca moldada 20,00 m
- Calado moldado de projeto..... 5,84 m

FIGURA 5.0. Plano de Linhas do Navio Exemplo

5.2. Ensaios em Escala Real

Os ensaios do navio exemplo, em escala real foram executados durante as provas de mar de manobrabilidade, levada à efeito em janeiro de 1982.

A seguir, estão relacionados os testes conduzidos e os parâmetros condicionantes destes:

- manobra zig-zag:
 - i) ângulo de leme - 10° e ângulo de rumo - 10° ;
 - ii) ângulo de leme - 20° e ângulo de rumo - 20° ;
 - iii) velocidades de avanço do navio - 11 nós e 15 nós.
- manobra zig-zag angular:
 - i) ângulo de leme - 10° e velocidade de guinada - $0,3^{\circ}/\text{seg}$;
 - ii) ângulo de leme - 20° e velocidade de guinada - $0,5^{\circ}/\text{seg}$;
 - iii) velocidade de avanço do navio - 11 nós.
- manobra espiral invertido:
 - i) velocidades de avanço - 11 nós e 15 nós.
- manobra de giro:
 - i) ângulo de leme - 35° , boreste e bombordo;
 - ii) velocidade de avanço - 15 nós.

Todos os testes foram realizados com o navio na condição de deslocamento de projeto, ou seja, com o calado de 5,84m.

5.2.1. Manobra zig-zag

Os testes de manobra zig-zag, em escala real, foram conduzidos de acordo o procedimento descrito no Apêndice 2, item A2.3, e no Capítulo 3, item 3.4.1. A Tabela 5.3, a seguir, contém as condições determinantes de cada ensaio e designa as figuras que apresentam os resultados.

TESTE	VELOCIDADE	ÂNGULO LEME	ÂNGULO RUMO	FIGURA
ZZ-1	15 nós	10°	10°	FIGURA 5.1
ZZ-2	11 nós	10°	10°	FIGURA 5.2
ZZ-3	15 nós	20°	20°	FIGURA 5.3
ZZ-4	11 nós	20°	20°	FIGURA 5.4

TABELA 5.3. Testes de Manobra Zig-Zag com navio exemplo.

A partir das figuras mencionadas foram levantados alguns parâmetros da manobra zig-zag, os quais são relacionados na Tabela 5.4, a seguir:

TESTE	VELOCIDADE	RUMO-LEME	TEMPO 1ª ORDEM	TEMPO 2ª ORDEM	1º "OVERSHOOT"	2º "OVERSHOOT"
ZZ-1	15 nós	10° - 10°	31.0seg	113.0seg	13.5°	32.0°
ZZ-2	11 nós	10° - 10°	43.1seg	189.9seg	14.3°	24.3°
ZZ-3	15 nós	20° - 20°	29.6seg	122.8seg	26.9°	33.7°
ZZ-4	11 nós	10° - 20°	40.9seg	186.4seg	20.6°	23.7°

TABELA 5.4. Parâmetros da manobra zig-zag obtidos nos testes em escala real

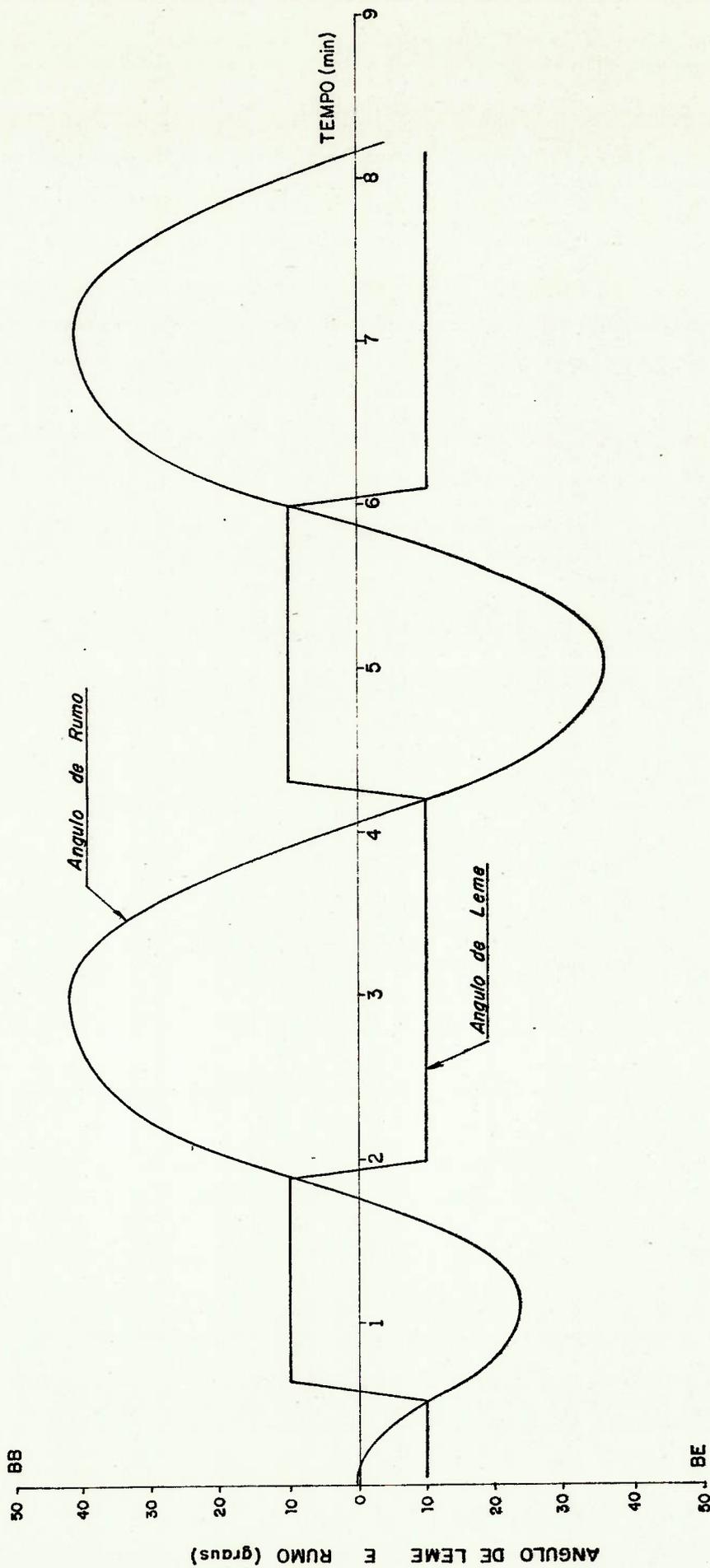


FIGURA 5.1. Resultado do teste de manobra zig-zag em escala real, velocidade - 15 nós, angulo de leme - 10°, angulo de rumo - 10°.

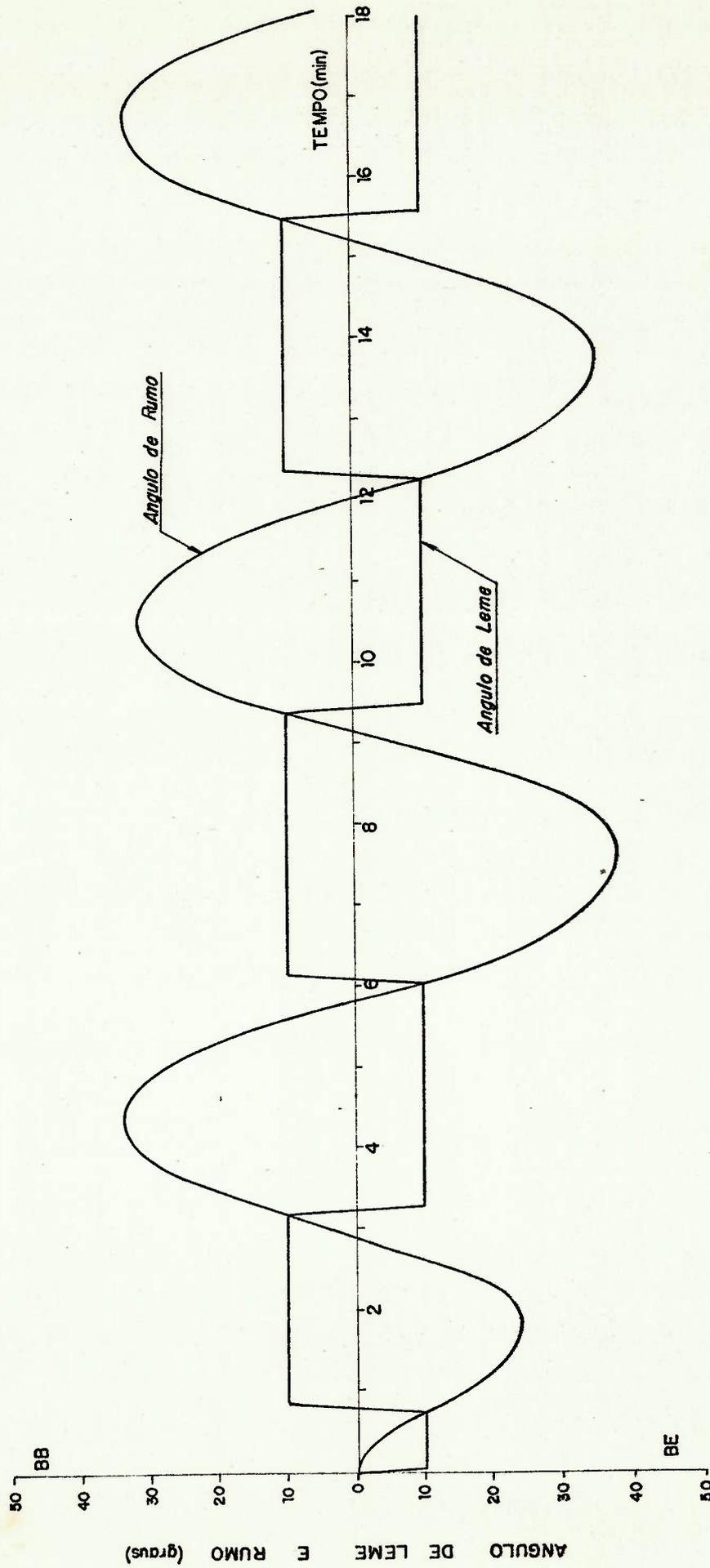


FIGURA 5.2. Resultado do teste de manobra zig-zag em escala real, velocidade - 11 nós, angulo de leme - 10°, angulo de rumo - 10°.

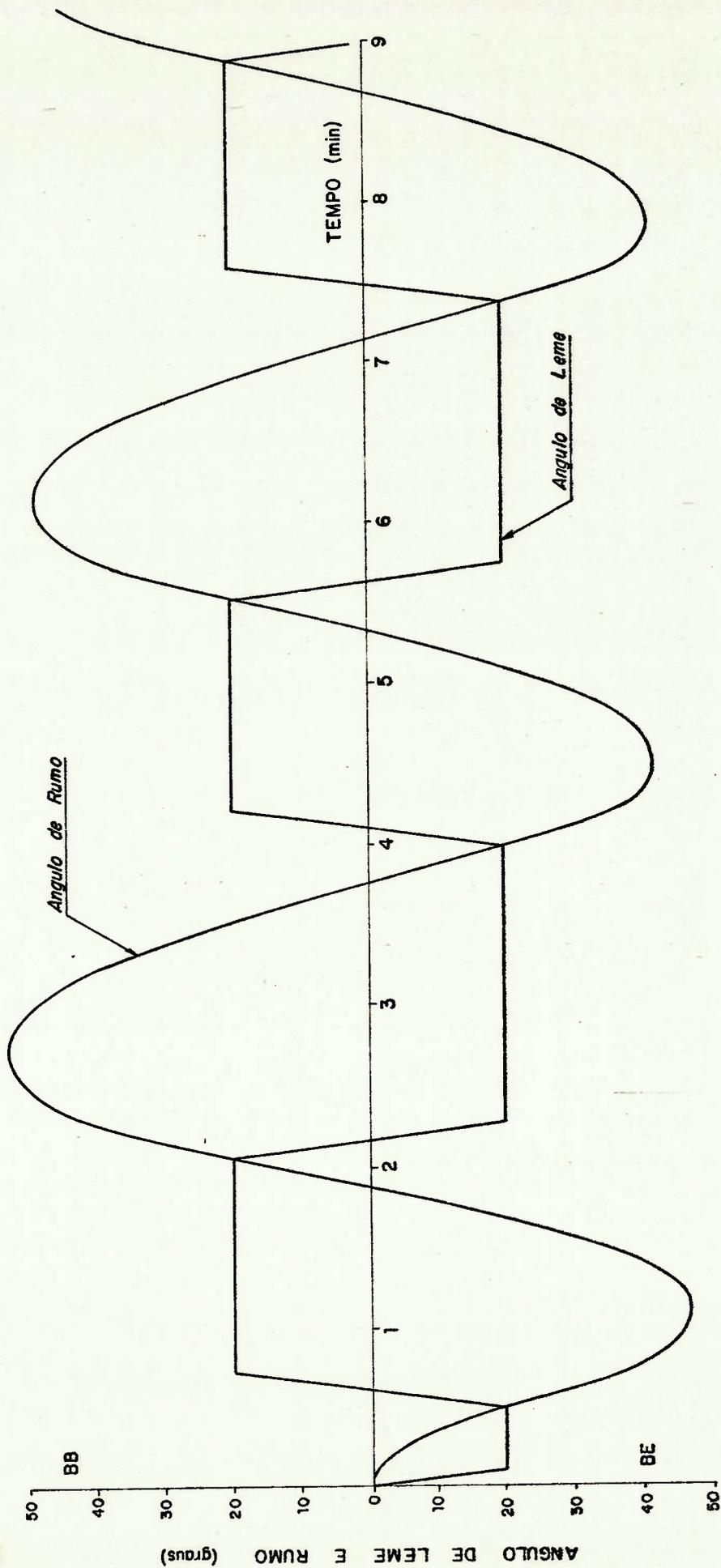


FIGURA 5.3. Resultado do teste de manobra zig-zag em escala real, velocidade - 15 nós, angulo de leme - 20°, angulo de rumo - 20°.

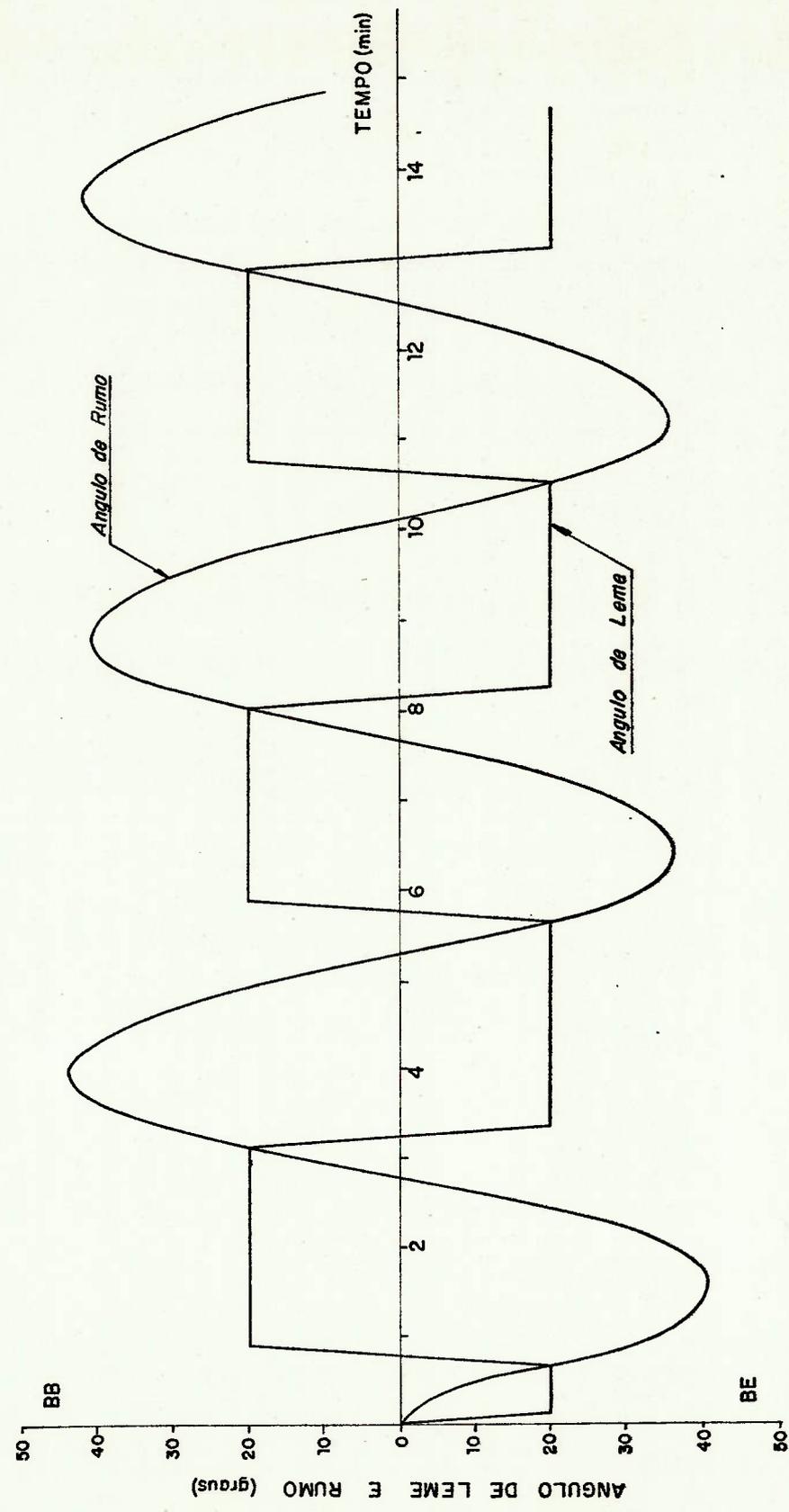


FIGURA 5.4. Resultado do teste de manobra zig-zag em escala real, velocidade - 11 nós, angulo de leme - 20°, angulo de rumo - 20°.

5.2.2. Manobra zig-zag angular

Os testes de manobra zig-zag angular, em escala real, foram conduzidos de acordo com o procedimento descrito no Capítulo 3, item 3.4.3. A Tabela 5.5, a seguir, contém as condições determinantes de cada ensaio, e designa as figuras que apresentam os resultados.

TESTE	VELOCIDADE	ÂNGULO LEME	VELOCIDADE ANGULAR	FIGURA
ZZA-1	11 nós	10°	0.3°/seg	Figura 5.5
ZZA-2	11 nós	20°	0.5°/seg	Figura 5.6

TABELA 5.5. Testes de manobra zig-zag angular com o navio exemplo.

A seguir, são apresentadas as Figuras 5.5 e 5.6 que contêm os registros da velocidade angular e do ângulo de leme, resultado destes ensaios.

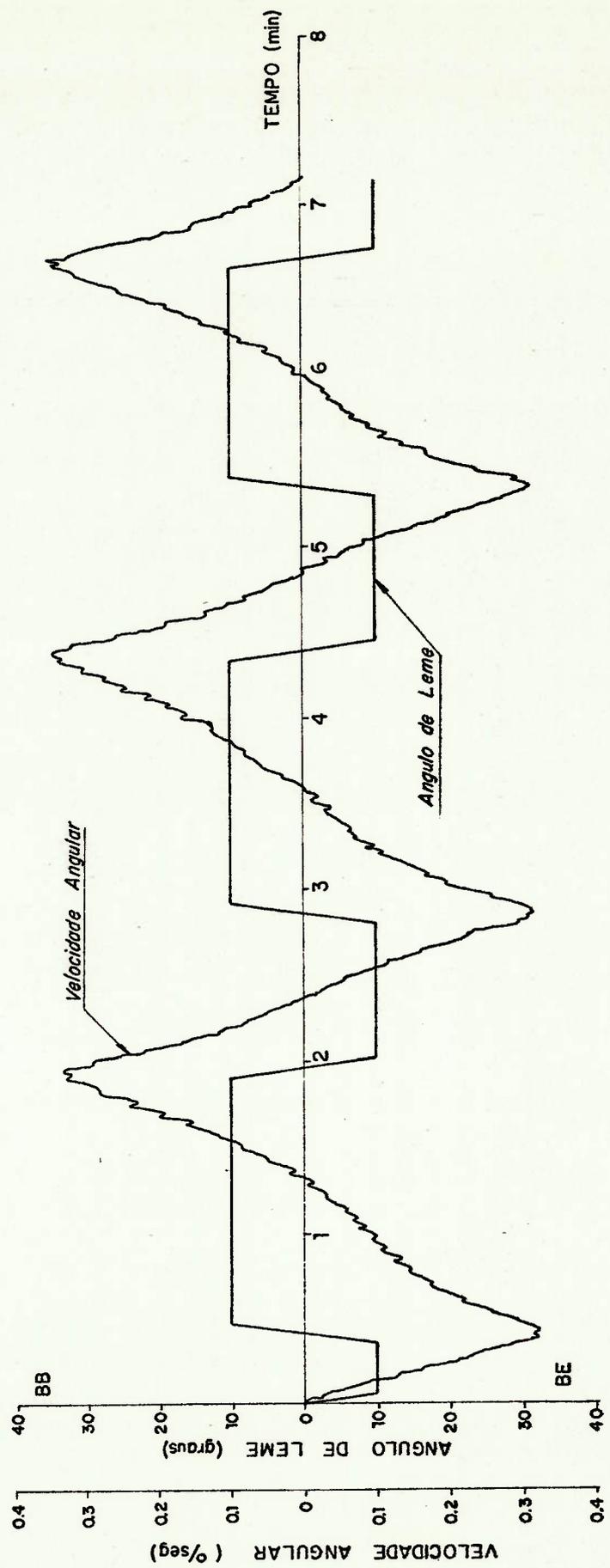


FIGURA 5.5. Resultado do teste de manobra zig-zag angular em escala real, velocidade - 11 nós, angulo de leme - 10°, velocidade angular - 0,3°/seg.

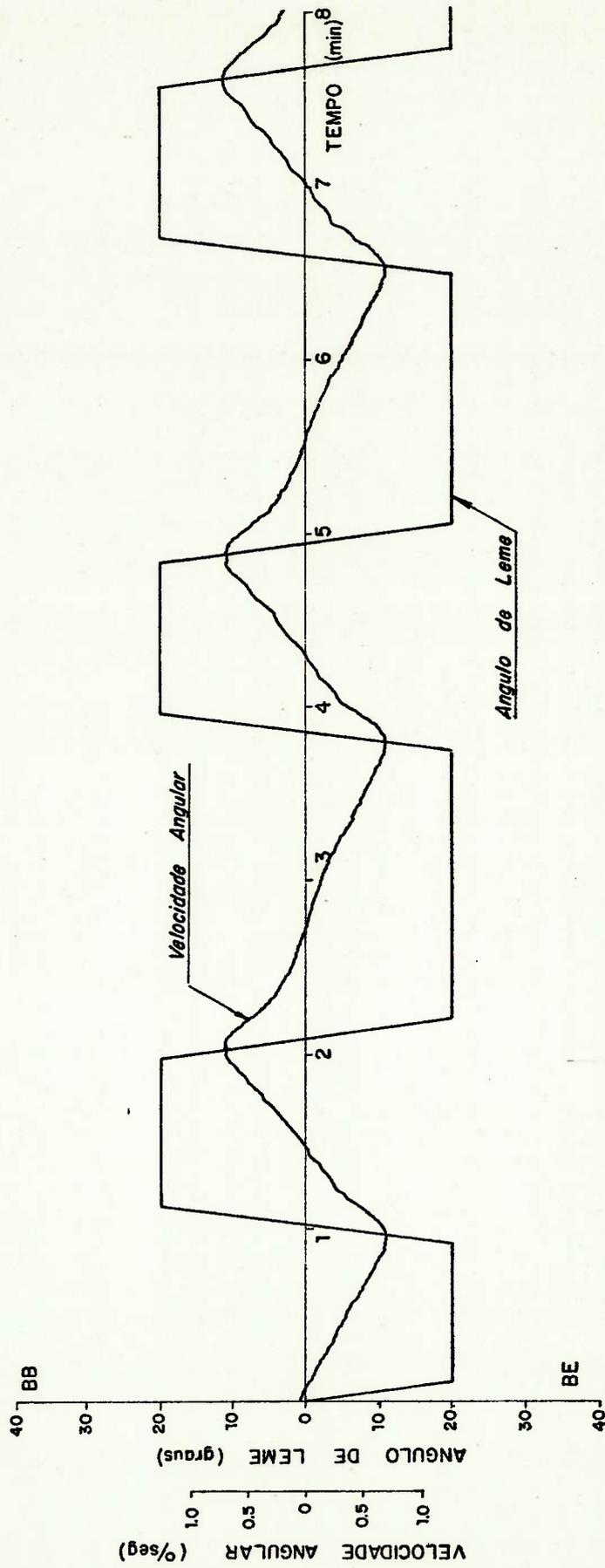


FIGURA 5.6. Resultado do teste de manobra zig-zag angular em escala real, velocidade - 11 nós, angulo de leme - 20 , velocidade angular - 0,5 /seg.

5.2.3. Manobra Espiral Invertido

Os testes de manobra espiral invertido em escala real, foram conduzidos de acordo com o procedimento descrito no Capítulo 3, item 3.2.1. Os testes foram realizados a duas velocidades de avanço, 15 nós e 11 nós, e os resultados obtidos estão apresentados nas Figuras 5.7 e 5.8, respectivamente.

A Tabela 5.6, a seguir, apresenta os dados de altura e largura do "loop" de histerese que aparecem nas figuras mencionadas, que quantificam a instabilidade direcional do navio exemplo.

TESTE	VELOCIDADE	ALTURA DO "LOOP" ($\delta=0$)	LARGURA "LOOP" ($\dot{\psi}=0$)
EI-1	15 nós	1.55°/seg	8.0°
EI-2	11 nós	0.97°/seg	8.4°

TABELA 5.6. Dimensões do "loop" de histerese.

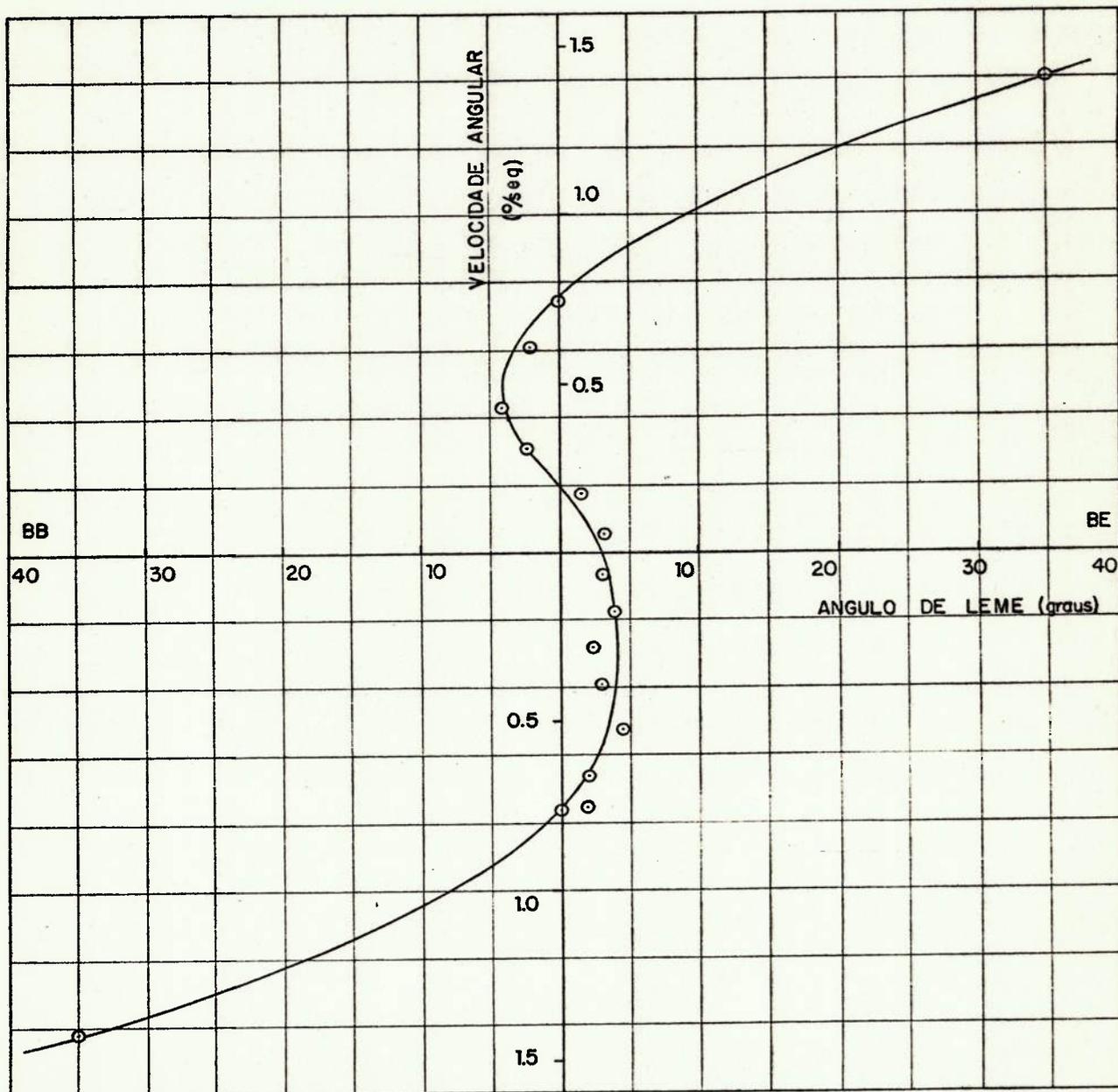


FIGURA 5.7. Teste de manobra espiral invertido em escala real, velocidade - 15 nós.

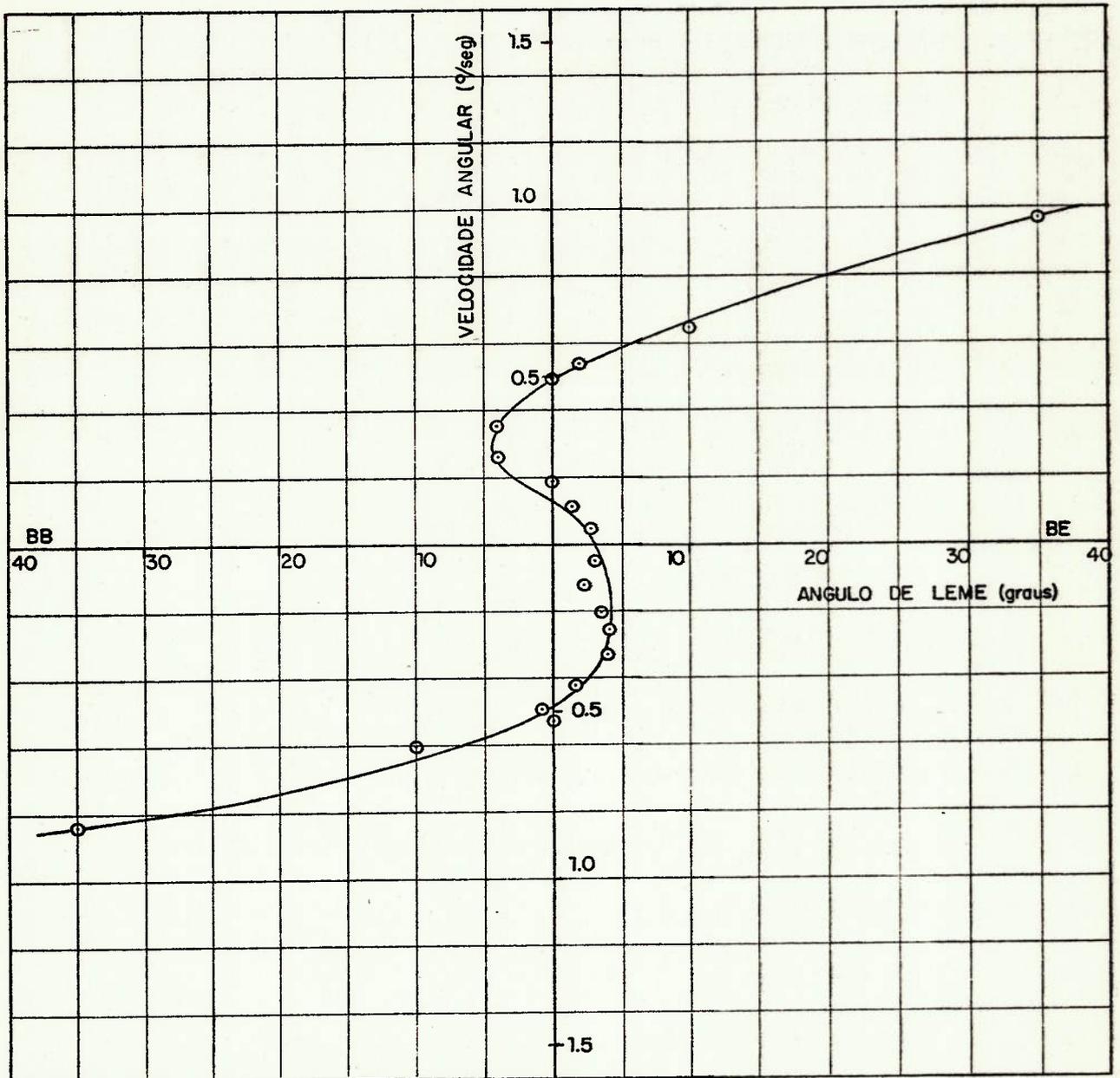


FIGURA 5.8. Teste de manobra espiral invertido em escala real, velocidade - 11 nós.

5.2.4. Manobra de Giro

Os testes de manobra de giro, em escala real, foram conduzidos de acordo com o procedimento descrito no Apêndice 2, item A2.2. Os testes foram realizados com acionamentos do leme a 35° , para bombordo (BB) e para boreste (BE), à velocidade de avanço de 15 nós.

As Figuras 5.9 e 5.10, a seguir, apresentam as trajetórias desenvolvidas pelo navio durante os testes, as quais fornecem os parâmetros da manobra, incluídos na Tabela 5.7.

TESTE	ÂNGULO LEME	AVANÇO (m)	TRANSFERÊNCIA (m)	DIÂMETRO TÁTICO (m)
MG-1	35° BE	325 (3.41)	298 (2.89)	243 (2.36)
MG-2	35° BB	304 (3.10)	238 (2.31)	201 (1.95)

TABELA 5.7. Parâmetros da manobra de giro.

OBS.: os números entre parenteses na Tabela 5.7, correspondem às grandezas mencionadas adimensionalizadas com o comprimento do navio, $L_{pp} = 103.0\text{m}$.

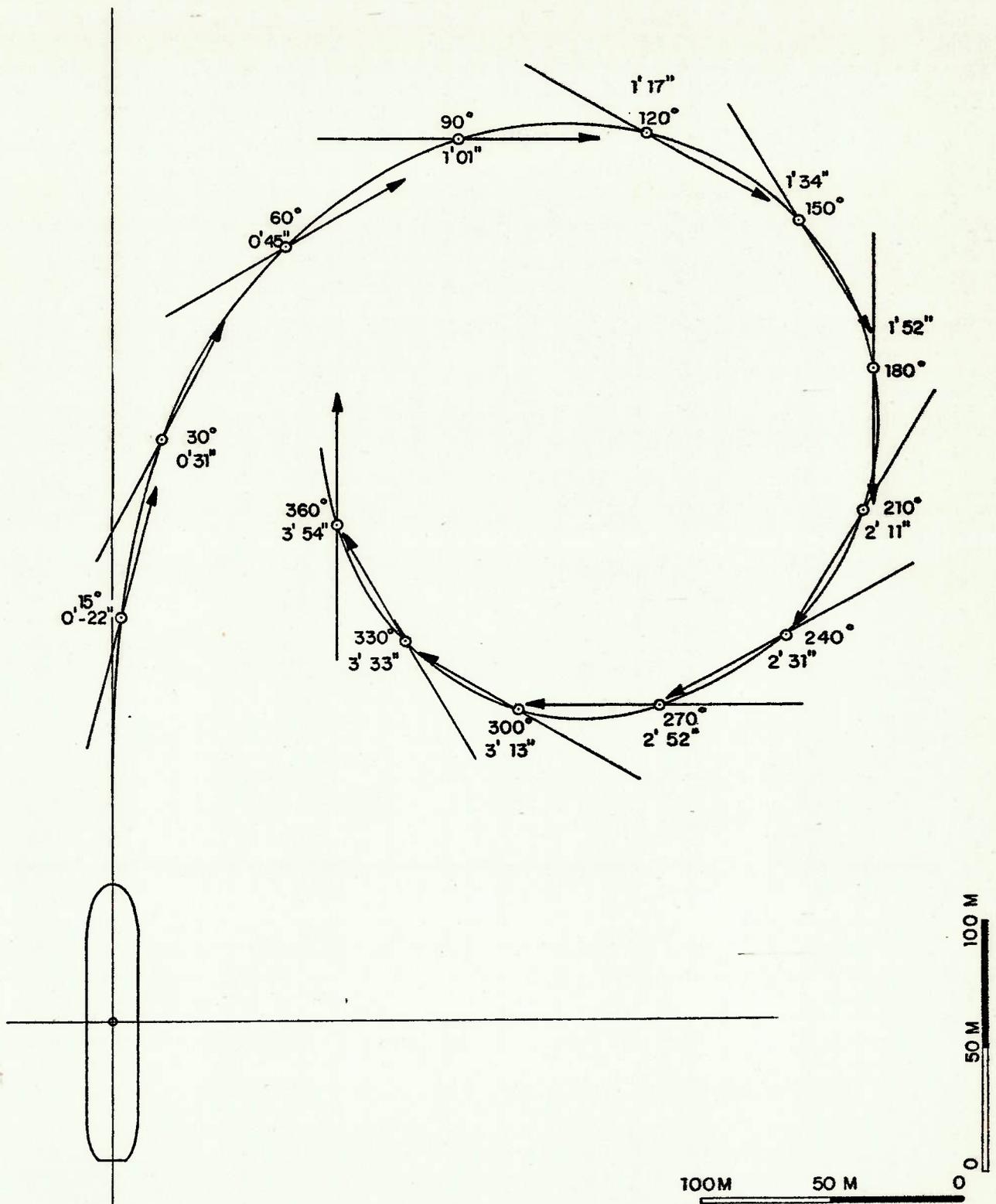


FIGURA 5.9. Resultado da manobra de giro em escal real, velocidade - 15 nós, ângulo de leme - 35° BE.

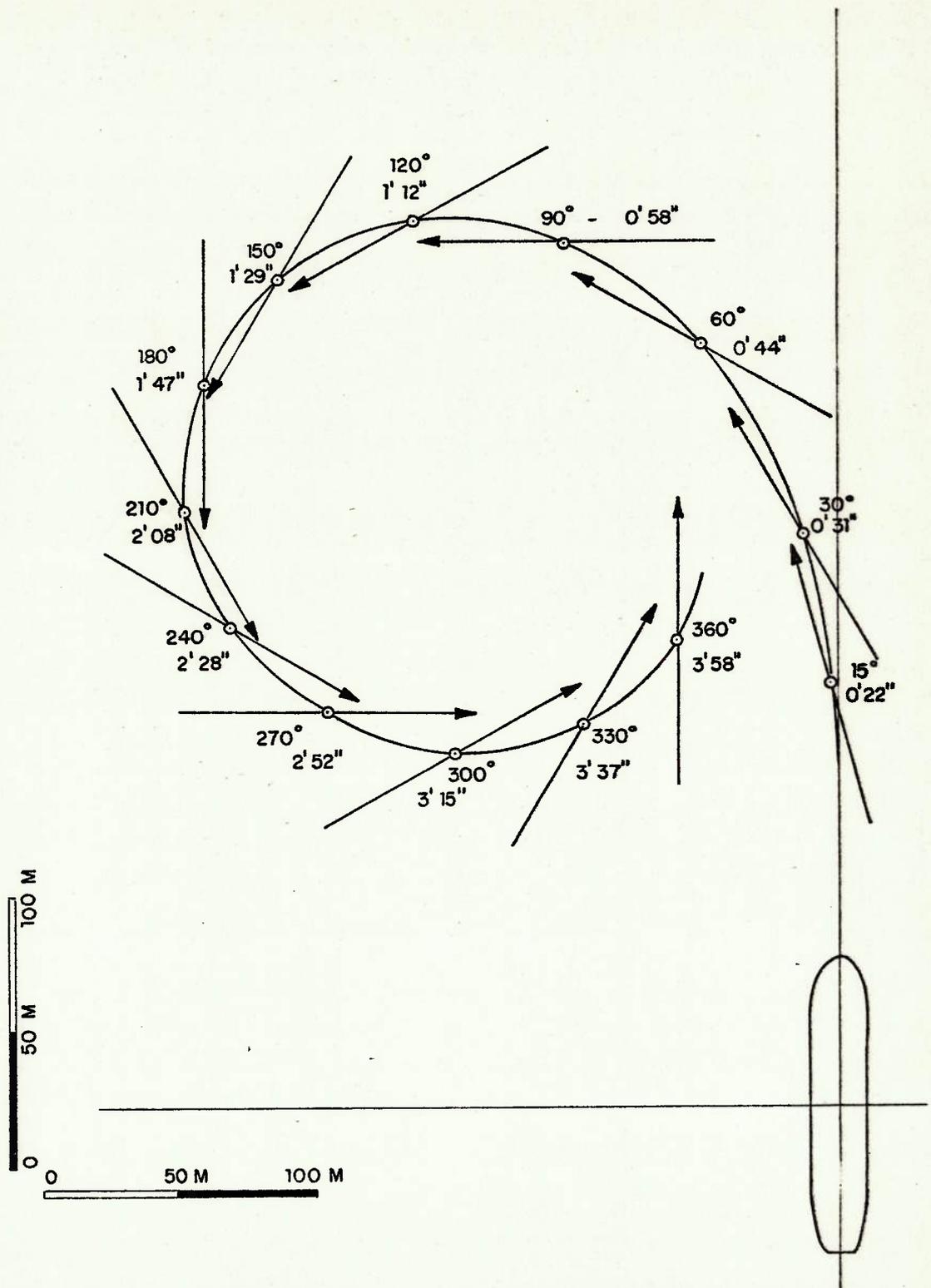


FIGURA 5.10. Resultado da manobra de giro em escala real, velocidade - 15 nós, ângulo de leme - 35 BB.

5.2.5. Análise da manobrabilidade do navio exemplo

Os resultados dos testes de manobras padrões em escala real, fornecem os dados necessários para a avaliação do desempenho em manobras do navio exemplo. Neste item, apresentam-se alguns comentários sobre estes resultados, os quais pretendem simplesmente caracterizar a manobrabilidade do navio exemplo em relação a outros tipos de navios.

5.2.5.1. Índices de manobrabilidade

O conceito de índices de manobrabilidade de Nomoto (20), apresentado no Apêndice 3, é aplicado à análise da manobra zig-zag, teste ZZ-1, e fornece os seguintes valores:

$$\begin{aligned} K_I &= 0.13^\circ/\text{seg}, & K'_I &= 1.815 \\ T_I &= 47.5^\circ/\text{seg}, & T'_I &= 3.45 \end{aligned}$$

onde, K'_I e T'_I são os valores adimensionais de K_I e T_I , ou seja: $K'_I = K_I (L_{pp}/U)$ e $T'_I = T_I (U/L_{pp})$.

Estes índices permitem situar o navio exemplo, sob o aspecto de manobrabilidade, no universo dos demais navios existentes; a partir da comparação dos números acima, com aqueles apresentados por outros navios. A rela

ção a seguir, indica os valores de K'_I e T'_I obtidos em análise de manobras zig-zag (10° - 10°) de vários navios (20), cujo comportamento em manobras é conhecido:

- navios cargueiros, em lastro, tem para K'_I e T'_I os seguintes valores:

$$0.7 < K'_I < 0.9 \quad \text{e} \quad 0.4 < T'_I < 0.6$$

estes números indicam resposta bastante rápida ao governo e uma boa estabilidade direcional, devido aos pequenos valores assumidos por T'_I ;

- navios cargueiros, carregados, apresentam:

$$1.5 < K'_I < 2.0 \quad \text{e} \quad 1.5 < T'_I < 2.5$$

indicando boa estabilidade em curso e respostas relativamente rápidas;

- para navios do tipo dos super-petroleiros, cujas relações de forma são tais que, em relação aos navios acima indicados, apresentam valores menores para a relação L/B (comprimento/boca), e consequentemente maiores C_b (coeficiente de bloco) e B/H (boca/calado); nota-se tendências à instabilidade direcional. Estes navios apresentam:

$$2.0 < K'_I < 4.0 \quad \text{e} \quad 3.0 < T'_I < 8.0,$$

indicando respostas lentas e problemas de estabilidade direcional.

Deve-se notar que o navio exemplo se enquadra exatamente neste último caso. Suas dimensões são tais que: $L/B = 5.15$, $B/H = 3.43$ e $C_b = 0.68$, e os índices de manobrabilidade se apresentam nos limites inferiores dos in

dicados. Esta associação, permite concluir que embora tratando-se de um navio pequeno, comprimento = 103m, suas características de forma, ou seja, as relações entre as dimensões principais, caracterizam-no, quanto à manobrabilidade de modo semelhante aos grandes navios super-petroleiros, cujos problemas de manobrabilidade e estabilidade direcional são bastante conhecidos.

5.2.5.2. *Comentários sobre as manobras padrões*

Os resultados da manobra de giro apresentam para a relação D_T/L_{pp} (diâmetro tático/comprimento), à velocidade de serviço - 15 nós, os seguintes valores:

- giro à bombordo - $D_T/L_{pp} = 1.95$;
- giro à boreste - $D_T/L_{pp} = 2.36$.

Os números acima, são bastante coerentes com o valor do índice de manobrabilidade K'_T , pois este é relativamente grande, de modo a justificar os pequenos diâmetros de giro do navio exemplo.

A manobra espiral, confirma as expectativas sobre a instabilidade direcional do navio exemplo, originada inicialmente pelos valores dos índices de manobrabilidade. A comparação, entre os valores do "loop" de histere apresentado no resultado da manobra espiral invertido do navio exemplo, com o mesmo resultado de um navio do tipo

super-petroleiro, é introduzida na Tabela 5.8, a seguir:

NAVIO	DESLOCAMENTO	"LOOP"	
		LARGURA $\dot{\psi}=0$	ALTURA (ADIMENSIONAL) $\delta=0$
EXEMPLO $L_{pp}=103m$	8.380t	4°BB a 4°BE	-0.16 a 0.19
SUPER-PETROLEIRO $L_{pp}=320m$	322.000t	2°BB a 2°BE	-0.18 a 0.17

TABELA 5.8.. Comparação entre "Loop" de histerese do navio exemplo e um super-petroleiro.

A adimensionalização considerada para a altura "loop" de histerese, foi:

$$\dot{\psi}' = \frac{1}{57.3} \dot{\psi} \frac{L_{pp}}{U}$$

De acordo com os valores da Tabela 5.8, nota-se que embora a altura do "loop" de histerese de ambos navios seja semelhante, o navio exemplo apresenta largura maior, indicando ser necessário acionamentos do leme a ângulos maiores que no super-petroleiro, para manter um determinado rumo. Deste modo, a controlabilidade do navio exemplo é mais problemática, o que pode ser comprovado com a aplicação do critério introduzido no Capítulo 2, item 2.5 Figura 2.3, pois a facilidade de governo é medida pelo parâmetro L_{pp}/U , que para o super-petroleiro é 42.2seg enquanto apenas 13.3seg para o navio exemplo.

Os resultados da manobra zig-zag, a partir da qual foram determinados os índices de manobrabilidade, também confirmam o alto grau de instabilidade direcional do navio exemplo, que ocasiona os grandes ângulos de "overshoot", já assinalados anteriormente na Tabela 5.4.

Deste modo, existe uma perfeita concordância entre os resultados das diversas manobras padrões, ressaltando inclusive o aspecto conflitante entre boa manobrabilidade e estabilidade direcional, pois conforme apresentado, embora o navio exemplo seja excelente sob o ponto de vista de manobra de giro, apresentando diâmetros táticos bastante pequenos, ele também é difícil de governar em um determinado rumo devido à instabilidade direcional.

5.2.6. Síntese do modelo matemático

O modelo matemático não linear introduzido no Capítulo 2, Eq. (2.77), tem seus parâmetros determinados neste item a partir da aplicação do método dos planos de fase, apresentado no Capítulo 3, item 3.3.1.

$$\ddot{\psi} + \left(\frac{1}{T_1} + \frac{1}{T_2}\right) \dot{\psi} + \frac{K}{T_1 T_2} H(\dot{\psi}) = \frac{K}{T_1 T_2} [\delta + T_3 \dot{\delta}] \quad (2.77)$$

O modelo matemático, assim indentificado, será utilizado nos estudos de simulação em computador digital que pretendem verificar a viabilidade da metodologia de controle proposta. Deste modo, as constantes do mode

lo matemático, e a função $H(\dot{\psi})$ são determinadas a partir dos testes de prova de mar à velocidade de 11 nós, pois é justamente às médias velocidades que se pretende aplicar a nova proposta de controle.

5.2.6.1. Determinação da função $H(\dot{\psi})$

A função não linear do modelo, $H(\dot{\psi})$ é determinada através de um ajuste polinomial à curva característica de governo, resultado da manobra espiral invertido, teste EI-2, de acordo com os procedimentos mencionados no item 3.2. O ajuste polinomial foi realizado em computador com auxílio da sub-rotina "STEPR", introduzida no Apêndice 4, que é a sub-rotina "STEPWISE MULTIPLE REGRESSION" apresenta na referência (63), obtendo-se a seguinte expressão para $H(\dot{\psi})$:

$$H(\dot{\psi}) = 1.8419 - 21.2941 \dot{\psi} - 8.0534 \dot{\psi}^2 + 96.5283 \dot{\psi}^3 - 24.9247 \dot{\psi}^5 \quad (5.1)$$

que está representada graficamente na Figura 5.11, a seguir:

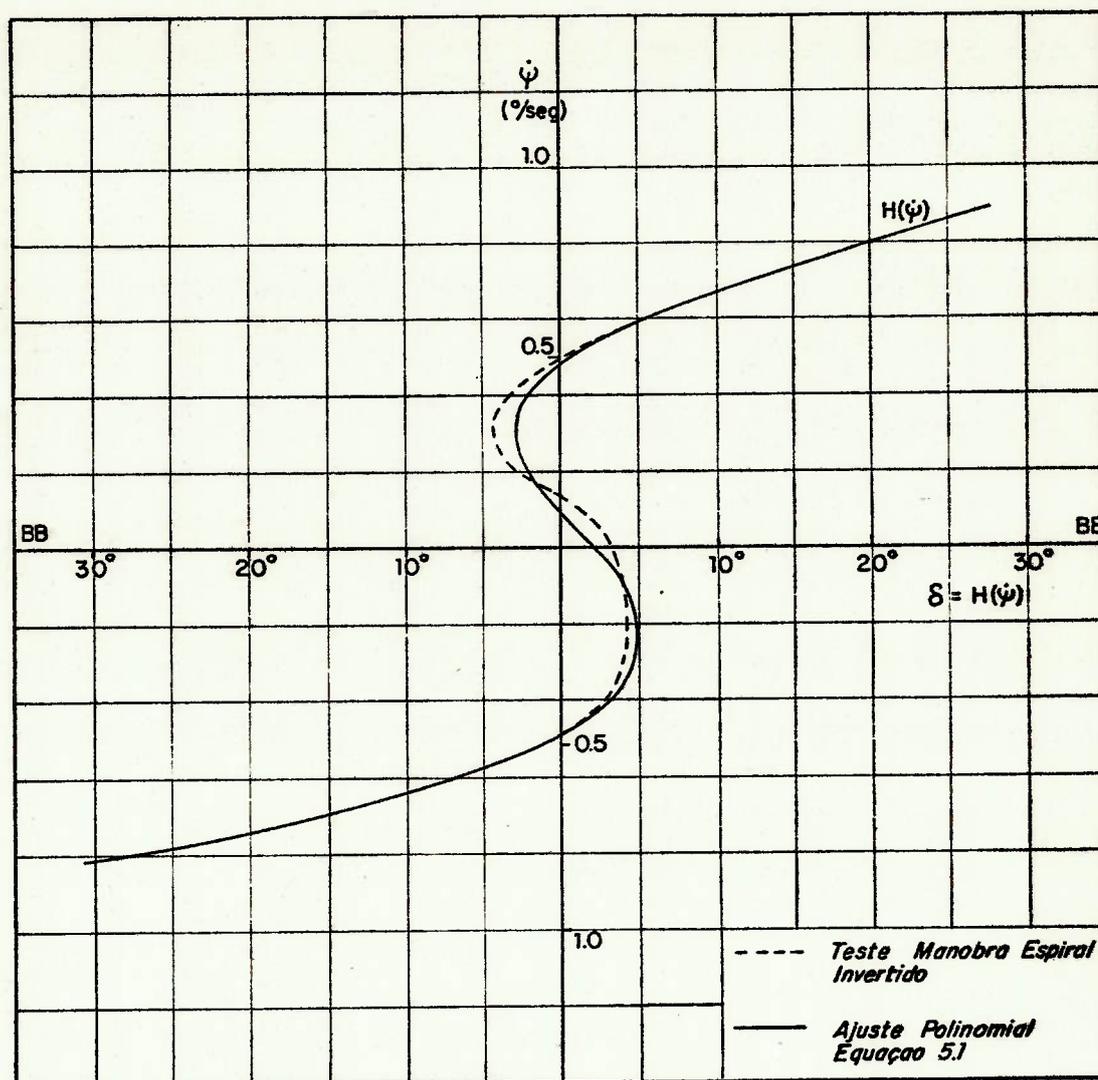


FIGURA 5.11. Ajuste polinomial da curva característica de governo.

5.2.6.2. Determinação dos parâmetros K , T_1 , T_2 e T_3

A construção do plano de fase é realizada a partir do teste de manobra zig-zag angular, teste ZZA-1. O sinal da velocidade angular de guinada $\dot{\psi}(t)$ é derivado numericamente e o resultado está apresentado na Figura 5.12. Deste modo, a construção do plano de fase é imediata e está apresentado na Figura 5.13.

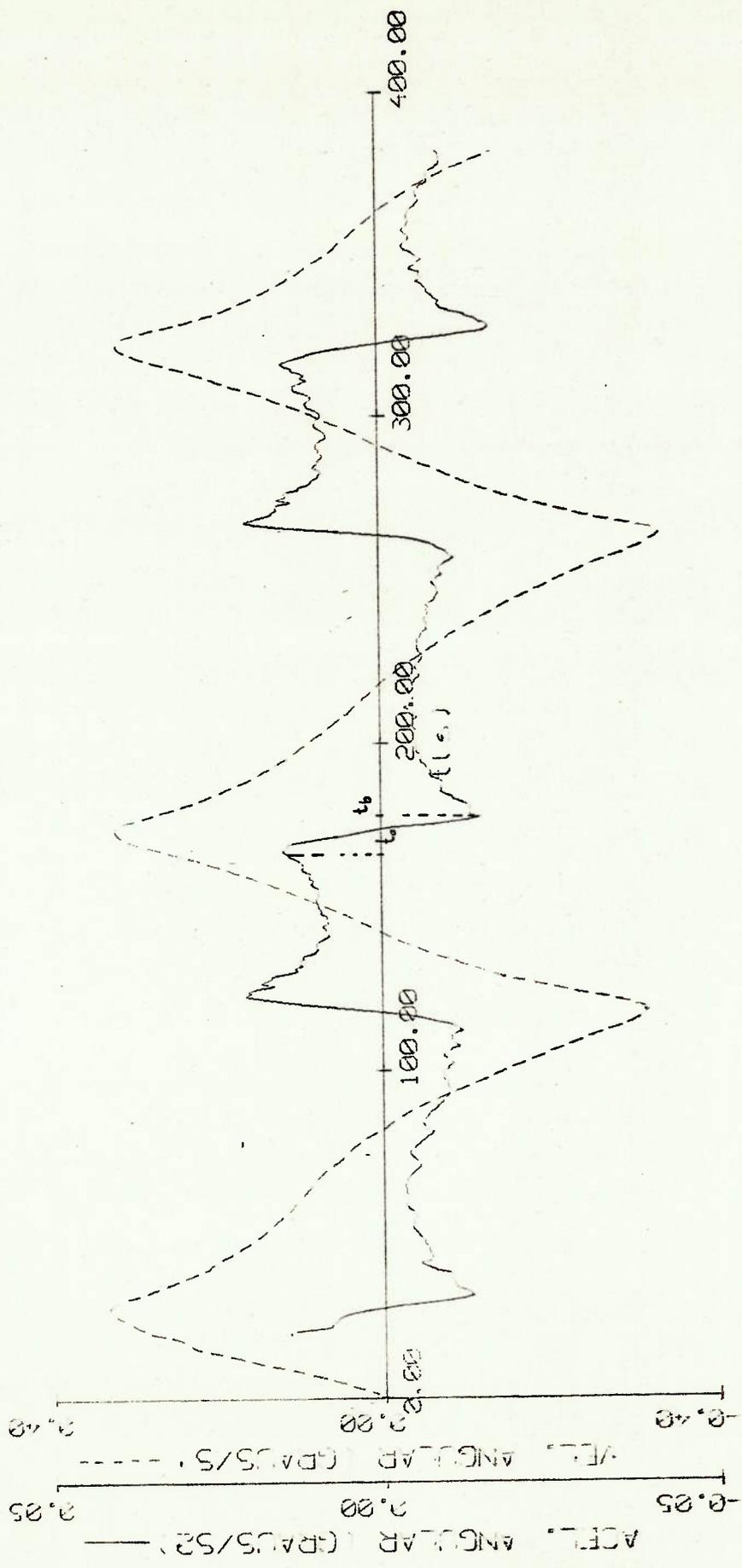
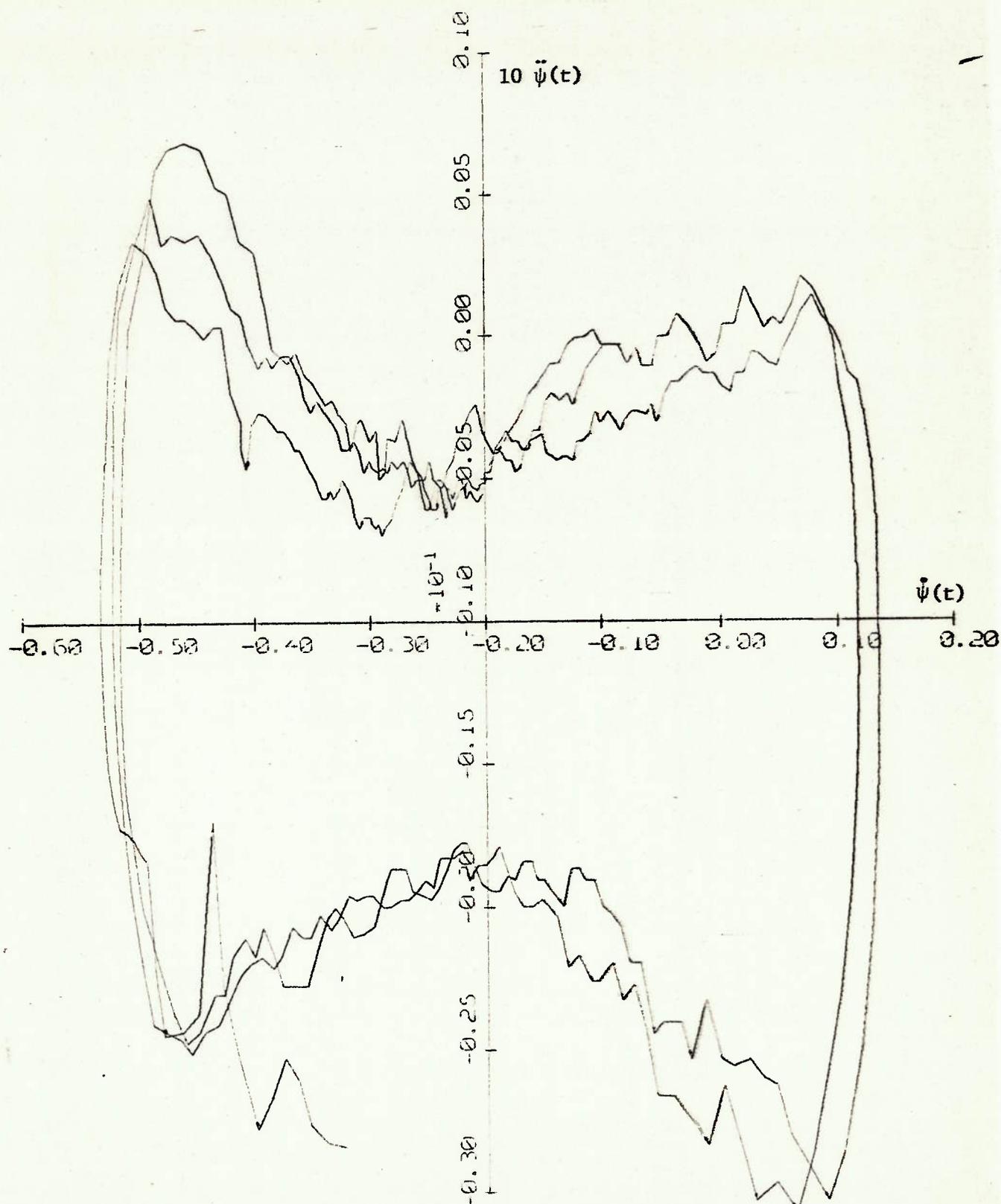


FIGURA 5.12. Aceleração Angular $\ddot{\psi}(t)$, obtida a partir da derivação numérica da velocidade angular $\dot{\psi}(t)$. Teste ZZA-1.



PLANO DE FASE

FIGURA 5.13. Plano de Fase $\dot{\psi}(t) \times \ddot{\psi}(t)$. Teste ZZA-1.

O parâmetro K é determinado a partir da de finição da função $H(\dot{\psi})$. De acordo com a Eq. (2.84) tem-se:

$$\frac{1}{K} = \left. \frac{d H(\dot{\psi})}{d \dot{\psi}} \right|_{\dot{\psi}=0} \quad (5.2)$$

portanto, aplicando-a ao polinômio obtido, Eq. (5.1), tem-se:

$$K = -0.04696 \text{seg}^{-1} \quad (5.3)$$

Os parâmetros T_1 e T_2 são determinados a par tir do processo de regressão na região dos planos de fase nos quais o ângulo de leme é constante, segundo procedimento introduzido no item 3.3.1. Foram obtidos:

$$T_1 = -60.26 \text{seg} \quad (5.4)$$

$$T_2 = 7.77 \text{seg} \quad (5.5)$$

O parâmetro T_3 , é determinado através da in tegração da Eq. (2.77), entre os dois instantes t_a e t_b , indicados na Figura 5.12. Deste modo tem-se:

$$T_3 = 17.50 \text{seg} \quad (5.6)$$

Os coeficientes assim determinados, juntamen te com a função não linear $H(\dot{\psi})$, constituem o modelo matemá tico do navio. A conveniência e exatidão dos números obti dos pode ser verificada através da simulação da manobra

ZZA-1 em computador e a comparação com o teste em escala real. A Figura 5.14, apresenta ambos resultados superpos_tos mostrando a fidelidade do modelo matemático adotado.

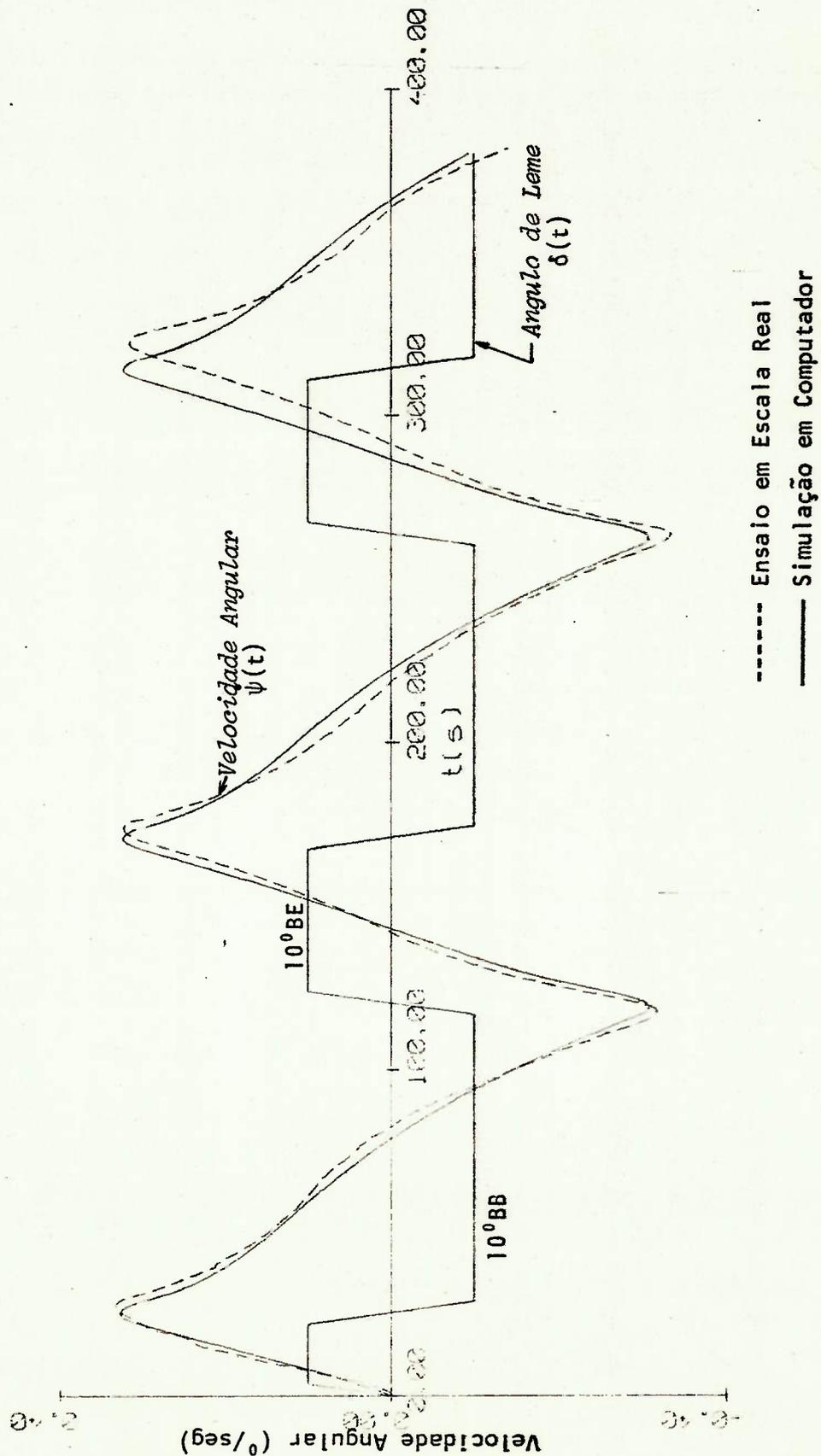


FIGURA 5.14. Simulação em computador digital e resultado do teste em escala real. Teste ZZA-1.

5.3. Ensaios com Modelo Reduzido

Os ensaios com o modelo reduzido do navio exemplo, cujas características foram apresentadas na Tabela 5.2, foram realizados na raia olímpica da Cidade Universitária.

Tendo em vista que os ensaios com o navio real foram conduzidos de modo à aplicação do método dos planos de fase para síntese da função de transferência de governo, os ensaios com o modelo foram realizados com objetivo de aplicar o método da resposta em frequência.

Os equipamentos que constituem o aparato experimental foram dispostos no modelo conforme representado esquematicamente na Figura 5.15, a seguir, e o mesmo lastreado convenientemente, com pesos igualmente distribuídos ao longo do comprimento, de modo a evitar grandes diferenças na distribuição de massas entre modelo e navio.

Foram realizados os seguintes ensaios:

- ensaio de auto-propulsão;
- ensaio de manobra espiral invertido;
- ensaio de manobras transientes.

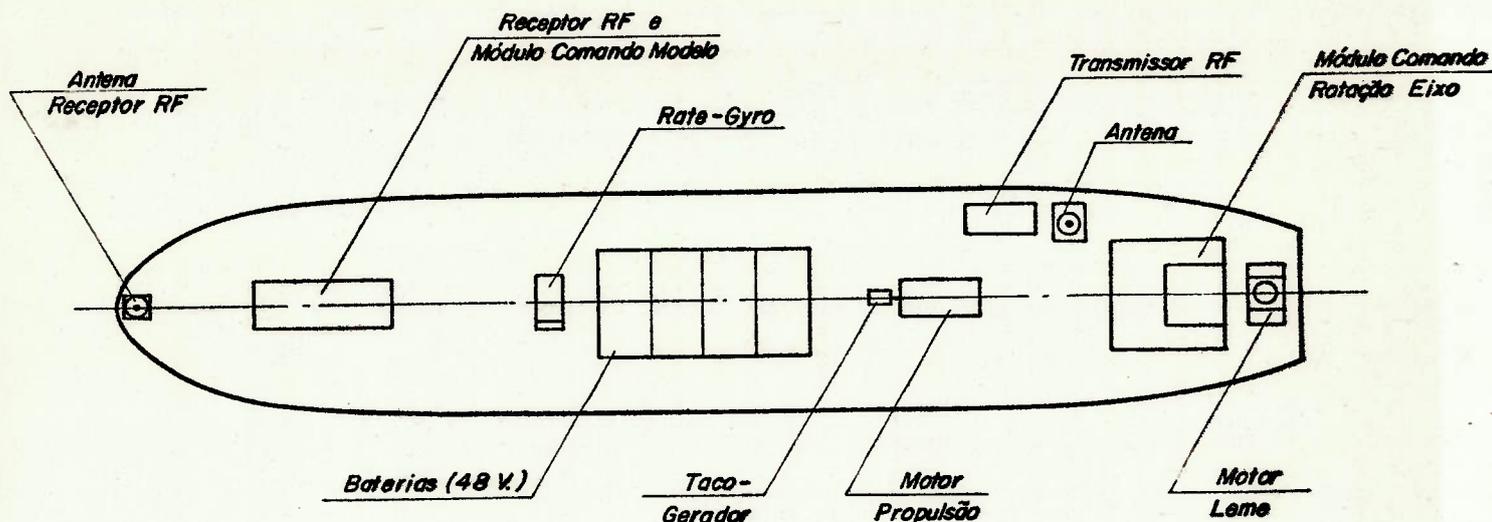


Figura 5.15. Arranjo dos equipamentos à bordo do modelo

5.3.1. Ensaio do Auto-Propulsão

Este ensaio, realizado no Tanque de Provas do IPT, teve por objetivo determinar a curva da velocidade de avanço do modelo (V_m) em função da rotação (N) do hélice de estoque. O procedimento de ensaio consistiu em acompanhar o modelo auto-propelido com o carro dinamométrico, verificando-se à cada velocidade do modelo a rotação necessária no hélice de estoque.

O resultado deste ensaio está apresentado na Figura 5.16, a seguir, na qual pode-se determinar para diversas velocidades do modelo, equivalentes às do navio, de acordo com a Hipótese de Froude, a rotação necessária no eixo propulsor.

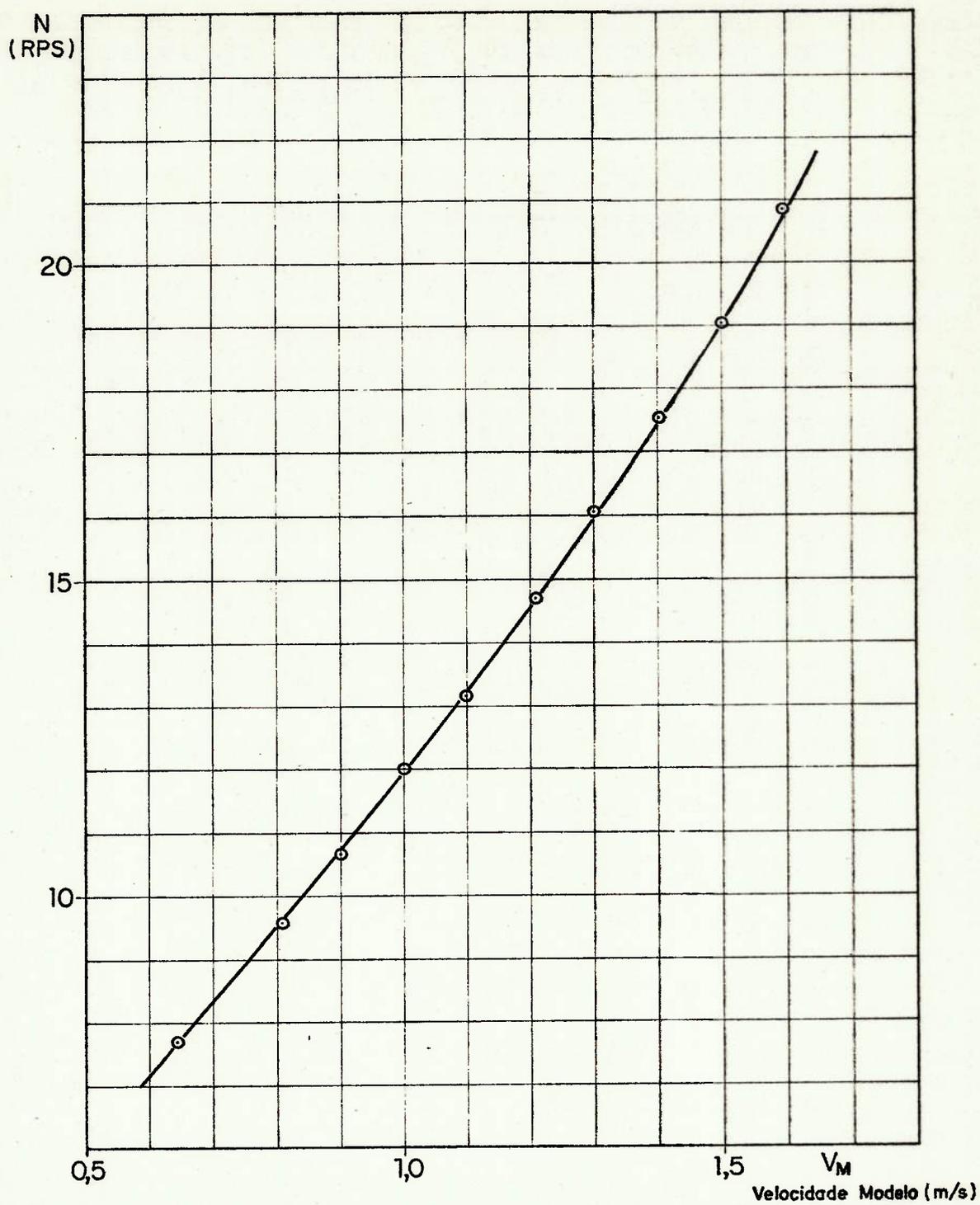


FIGURA 5.16. Resultado do ensaio de auto-propulsão

5.3.2. *Ensaio de Manobra Espiral Invertido*

Este ensaio foi realizado conforme o procedimento descrito no item 3.2 e 3.2.2, com o emprego do piloto automático do modelo, introduzido no item 3.5.1.2.

O ensaio foi realizado com o modelo à velocidade de 1.073 m/s, equivalente à velocidade de avanço do navio de 11 nós.

Na Figura 5.17 são apresentados os resultados obtidos, já extrapolados para a escala do navio, de modo a permitir a comparação entre modelo e navio.

Conforme pode-se observar, e de acordo com os comentários apresentados no Capítulo 4, tal discrepância entre resultados de modelo e navio pode ser associada aos fenômenos de separação do escoamento, indicando a conveniência de se aplicar algum método de correlação que permita melhor identificar as características de instabilidade direcional dos navios, a partir dos ensaios com modelos reduzidos, tal qual o método da rugosidade proposto.

No entanto, cumpre observar, que embora o "loop" de histerese apresente para o modelo uma largura menor, indicando que o modelo é "mais estável que o navio", o resultado indica claramente a instabilidade direcional deste navio.

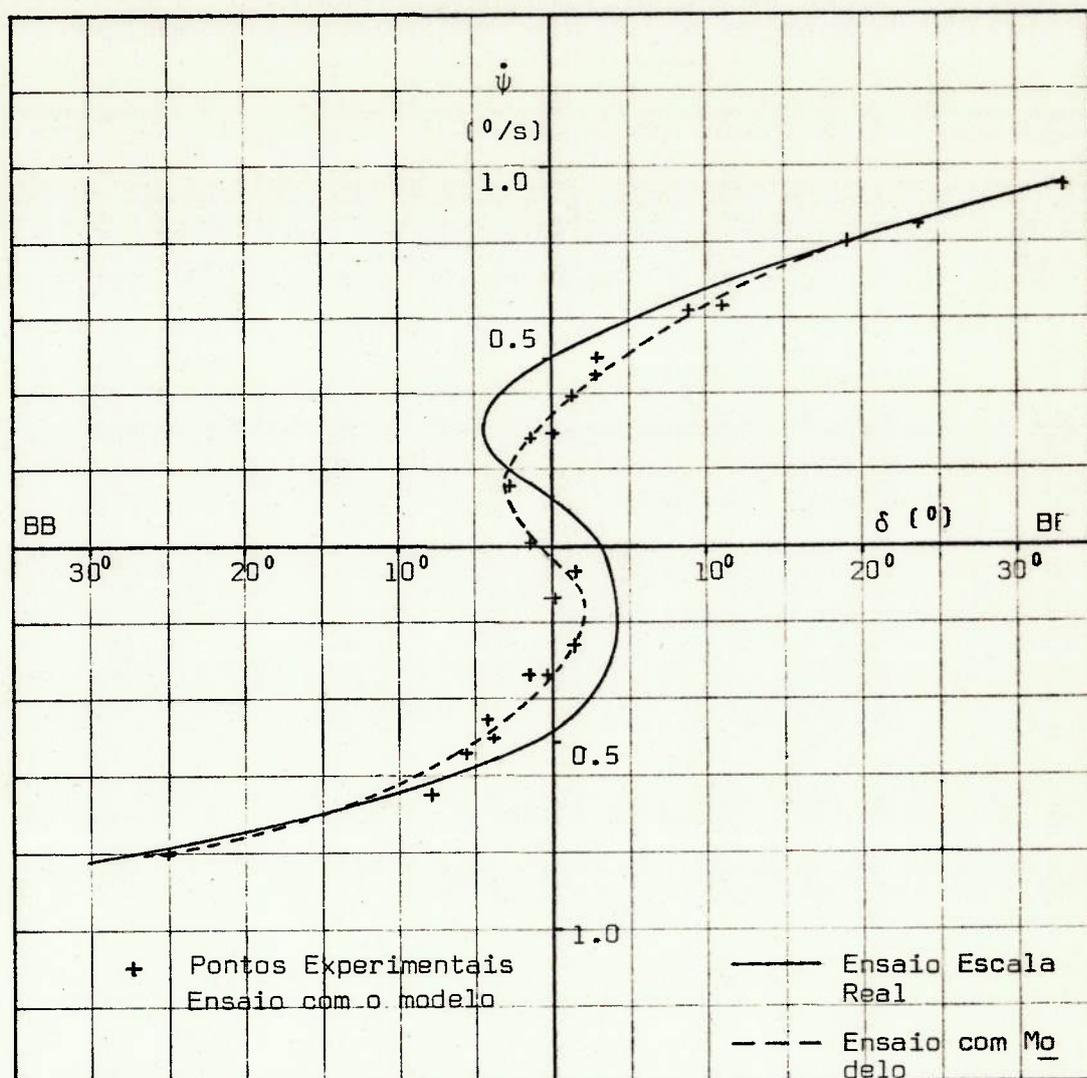


FIGURA 5.17. Resultados da Manobra Espiral Invertido, Velocidade: 11 nós.

A seguir, na Figura 5.17A, são apresentados os resultados do teste de manobra espiral invertido com a aplicação do método da rugosidade, conforme proposto no Capítulo 4.

A rugosidade aplicada à superfície do modelo foi obtida com auxílio da Figura 4.5, considerando o diâmetro do cilindro (D), como sendo o dobro do calado do navio. Nestas condições, para $Re_{mod} = 6.1 \times 10^5$, tem-se $\frac{K_s}{2T} = 4 \times 10^{-4}$, ou seja $K_s = 0.15\text{mm}$. Não sendo encontrado no mercado micro-esferas de vidro com este diâmetro, foi adotado um padrão industrial com diâmetro médio de 0.20mm.

Os resultados obtidos demonstram a conveniência do método para melhor correlação do "loop" de histerese.

possível devido à problemas de operação ocorridos com o integrador do "rate-gyro", que fornece o sinal do ângulo de rumo, parâmetro essencial desta manobra.

Assim sendo, optou-se por realizar os ensaios com auxílio do comparador "velocidade angular - ângulo de leme", empregado nos ensaios de manobra zig-zag angular, e do piloto automático da manobra espiral invertido. Os ensaios foram desenvolvidos do seguinte modo:

- acionava-se o piloto automático da manobra espiral invertido, com referência $\dot{\psi}_0=0$, de modo a manter o navio com velocidade angular nula;

- uma vez atingida esta condição, colocava-se em operação o "comparador velocidade angular - leme", com velocidade angular de guinada e ângulo de leme pré-estabelecidos;

- concluído um ciclo de acionamento do leme, ou atingida uma determinada velocidade angular, acionava-se novamente o piloto automático da manobra espiral invertido, com referência nula, de modo que ambas as variáveis, ângulo de leme e velocidade angular, fossem levadas aos mesmos valores do início da manobra.

Este procedimento, pode ser verificado nas Figuras 5.18A, 5.18B, 5.18C e 5.18D que apresentam os registros dos quatro ensaios desenvolvidos, todos com o modelo à velocidade de 1.073 m/s, ou seja, equivalente à velocidade do navio de 11 nós.

Até o Ponto A - Ligado o Piloto Automático de Manobra Espiral Invertido com $\psi_0 = 0.0$
 De A até B - Ligado o Comparador "Velocidade Angular-Angulo de Leme" para Leme a 10° e $\psi = 0.3^\circ/s$ (valor navio).
 Fm B - Ligado novamente o Piloto Automático de Manobra Espiral Invertido com $\psi_0 = 0.0$

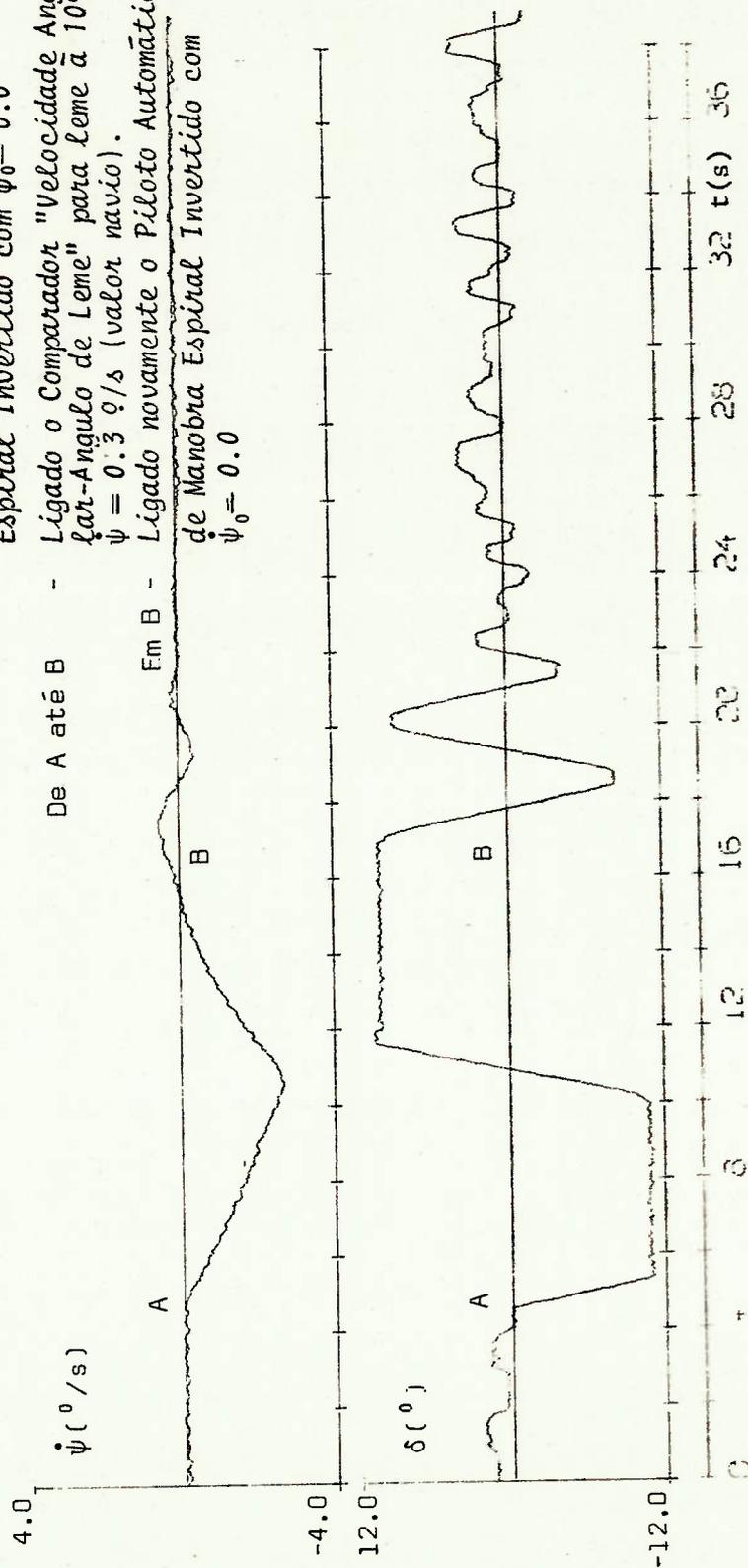


Figura 18.A. Registro do Ensaio de Manobra Transiente
 FNSAIO N.1

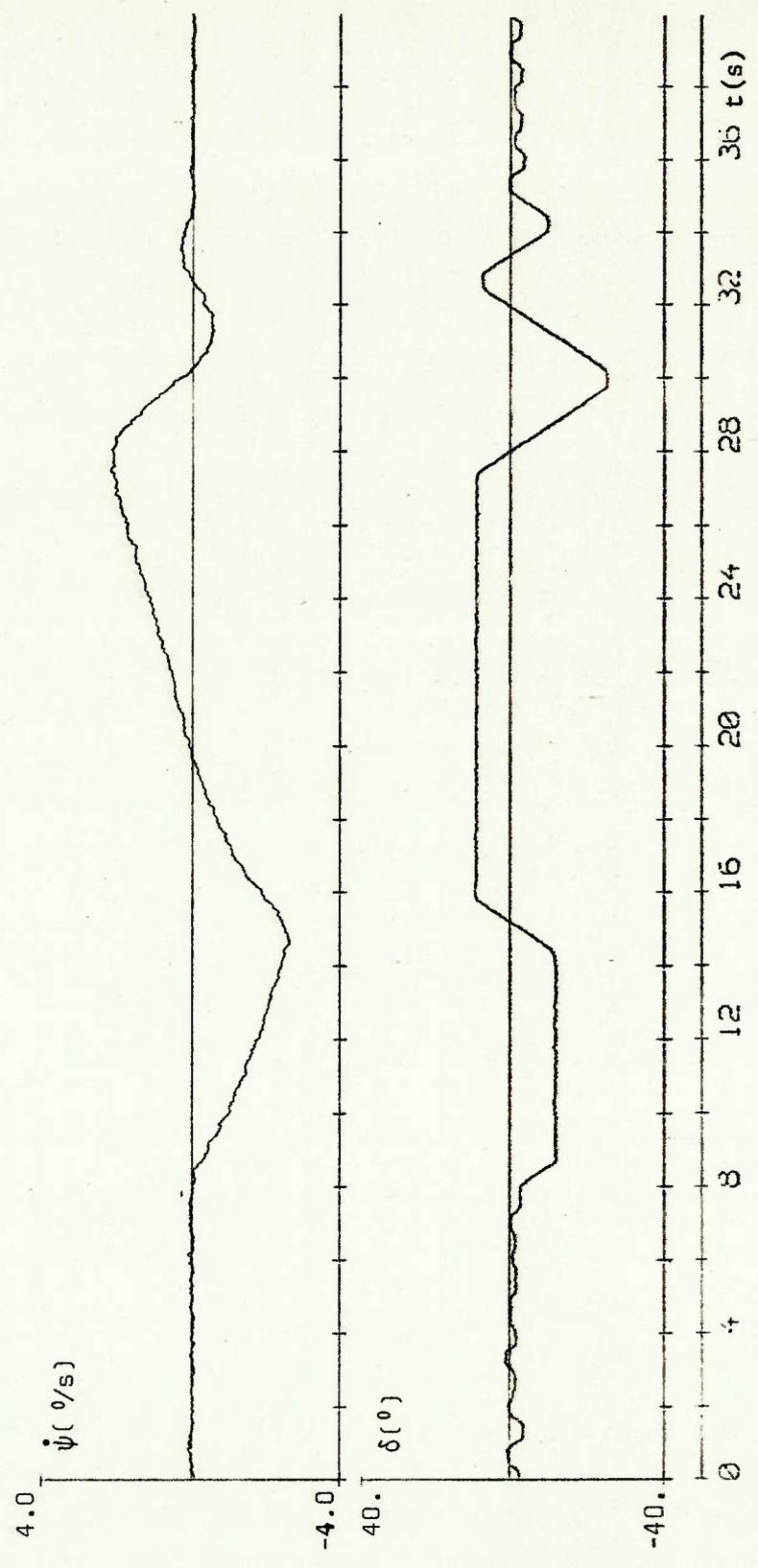


Figura 18.B. Registro do Ensaio de Manobra Transiente
ENSAIO N.2

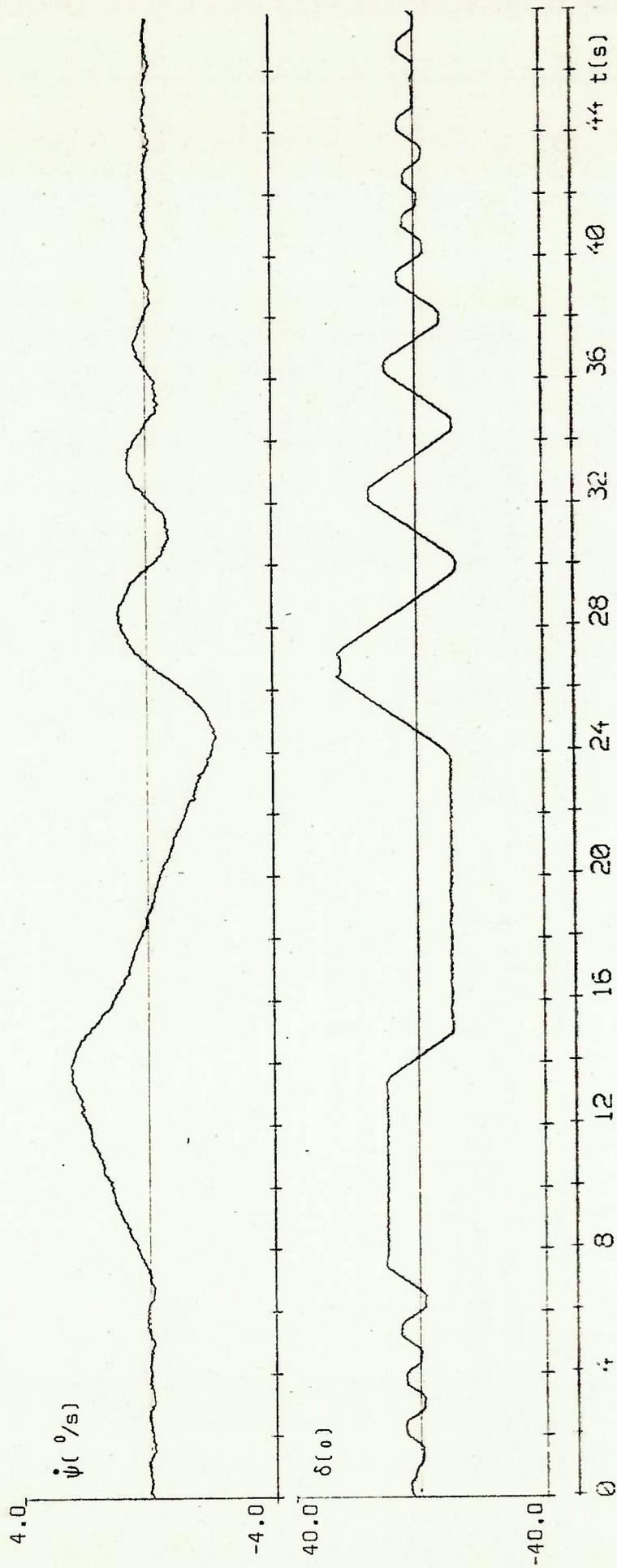


Figura 18.C. Registro do Ensaio de Manobra Transiente

ENSAIO N.3

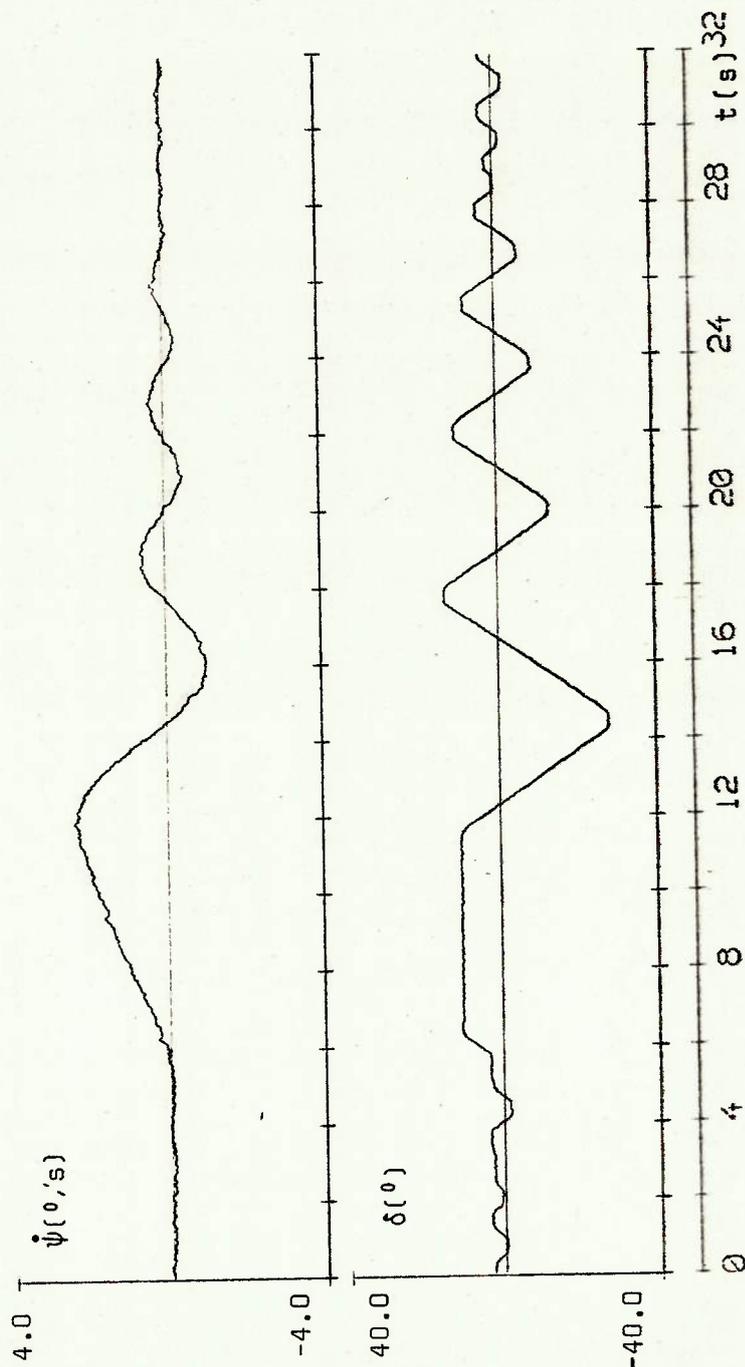


Figura 18.D. Registro do Ensaio de Manobra Transiente
ENSAIO N.4

À estes registros de ângulo de leme e velocidade angular, foi aplicado o método de análise análogo ao da manobra desvio paralelo da trajetória, ou seja, através do cálculo da expressão 3.15, obteve-se a função de transferência de governo do modelo. Este cálculo, realizado com o emprego do algoritmo FFT - "Fast Fourier Transform" aos registros de $\dot{\psi}$ e δ , já extrapolados para a escala do navio real, fornecem os resultados apresentados na Figura 5.19 para a função de transferência de governo.

Uma vez que os parâmetros do modelo matemático foram determinados para o navio em escala real, com a aplicação do método dos planos de fase, item 5.2.6.2, pode-se com auxílio das expressões 3.18 e 3.19 calcular a função de transferência de governo para o navio. Este resultado, assim obtido, também está plotado na Figura 5.19.

A concordância entre estas curvas é bastante razoável, uma vez que em termos percentuais estes resultados significam diferenças da ordem de apenas 20%.

Deste modo, pode-se concluir que ambas funções de transferência de governo coincidem, embora tenham sido avaliadas por ensaios diferentes, os quais foram analizados por procedimentos também diversos.

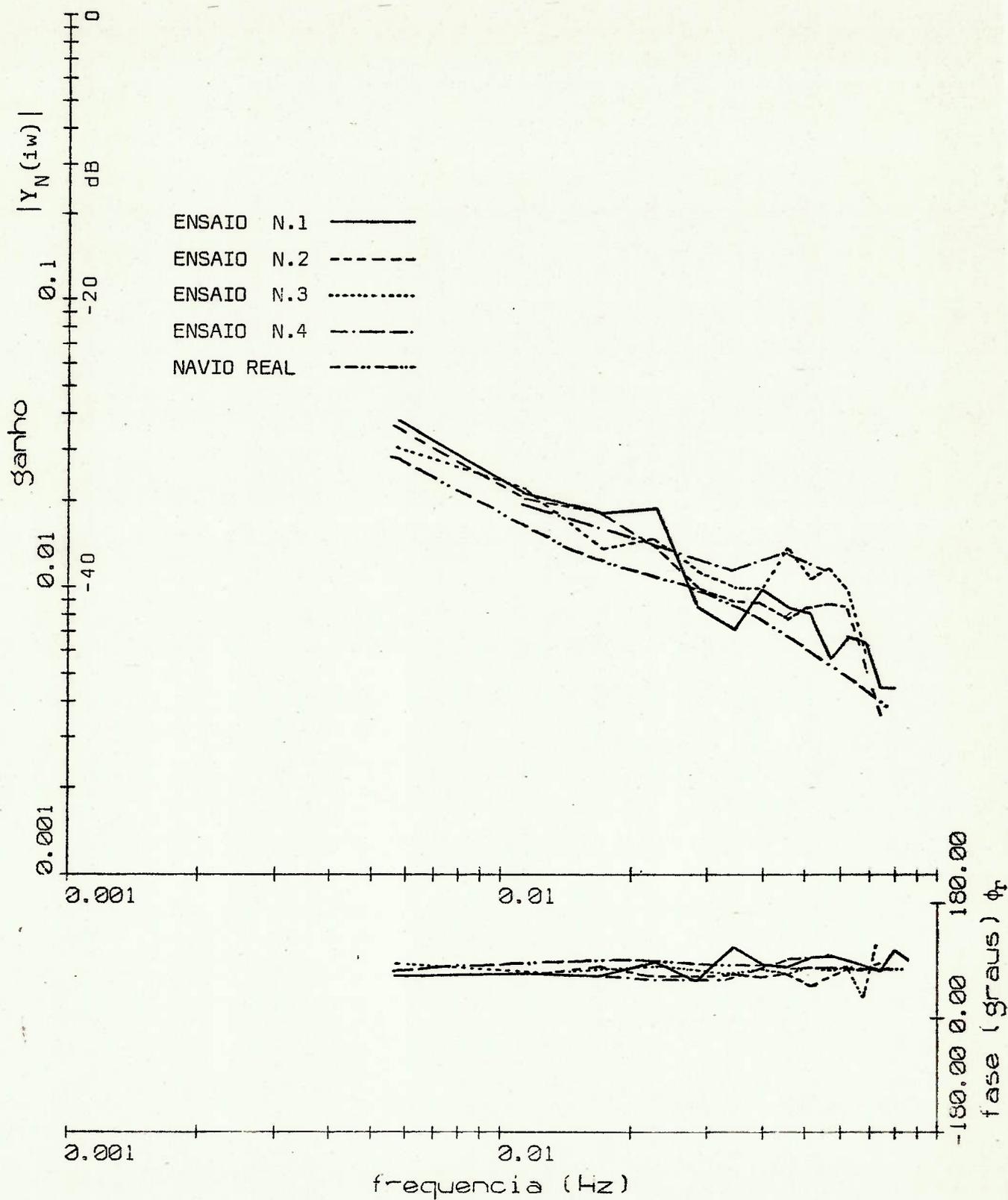


FIGURA 5.19. Resultados dos Ensaio de Manobras Transiente

6. PROPOSTA DE UMA METODOLOGIA DE CONTROLE PARA NAVIOS DIRECIONALMENTE INSTÁVEIS

6.1. *Considerações Preliminares*

Neste Capítulo, introduz-se uma nova metodologia de controle para ser aplicada a navios que apresentem um alto grau de instabilidade direcional (64).

A estabilidade direcional, conforme mencionado nos capítulos anteriores, é função das derivadas hidrodinâmicas, ou seja, das formas hidrodinâmicas do navio e do tamanho e posição das superfícies de controle, lemes e rabetas.

Sendo inviável a modificação das formas do navio, ou a alteração das superfícies de controle, propõe-se solucionar o problema de instabilidade direcional com a introdução de um piloto automático, que através de uma realimentação da velocidade angular de guinada, permite melhorar as características de controlabilidade dos navios instáveis.

Este piloto automático, denominado "CGV-Controlador de Velocidade de Guinada", quando introduzido no sistema de controle do navio faz com que o timoneiro do na

vio atue como supervisor do sistema alterando os "set-points", pontos de referência, conforme suas necessidades.

A aplicação deste controlador ao navio-exemplo, mostram que o sistema navio + controle são modificados para melhor, de modo que para o timoneiro, o sistema passa a ser direcionalmente estável.

6.2. Filosofia do Controlador Proposto

6.2.1. Controle de rumo convencional dos navios

A estrutura dos sistemas de controle de rumo convencionais dos navios pode ser esquematizada conforme a Figura 6.1, a seguir, onde o piloto humano ou um piloto automático complementam a malha de controle.

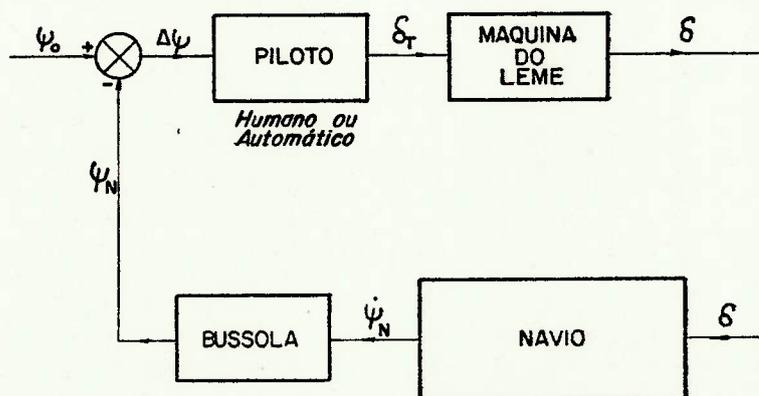


FIGURA 6.1. Controle de rumo convencional dos navios.

Neste caso, o objetivo principal é manter o rumo do navio, podendo a ação do piloto humano ser substituída pela ação reguladora do piloto automático, do tipo PID - "Proporcional, Integral, Derivativo"; cujos ganhos são passíveis de ajuste para possibilitar compensações adequadas às diferentes intensidades das perturbações externas, ao longo do tempo.

Mesmo para os navios direcionalmente instáveis, a introdução deste tipo de piloto automático, repositiva os polos da equação característica do sistema em malha fechada, possibilitando a navegação num determinado rumo. Naturalmente, o acionamento do leme será muito mais frequente que no caso de navios direcionalmente estáveis.

Os ganhos do piloto automático podem ser otimizados, de modo a se ter um compromisso entre frequência de acionamento dos lemes e tolerância no desvio do rumo.

6.2.2. Estrutura do controlador proposto

Ao se comparar as respostas transientes de navios direcionalmente instáveis com navios estáveis, ou suas funções de transferência, Eq. (6.1), verifica-se uma diferença significativa nos parâmetros da planta K e $T = T_1 + T_2 - T_3$, associados ao ganho

proporcional e constante de tempo do sistema, respectivamente.

$$Y_N(s) = \frac{K(1 + s T_3)}{T_1 T_2 s^2 + (T_1 + T_2)s + K} \left. \frac{dH(\psi)}{d\psi} \right|_{\dot{\psi}=\dot{\psi}_0} \quad (6.1)$$

Por outro lado, na prática diária, os operadores dessas embarcações, práticos de portos e comandantes, controlam com maiores dificuldades os navios com instabilidade direcional (ver item 2.5), tendo de redobrar a atenção em vias com tráfego intenso ou com restrições de profundidade e largura.

A introdução do CVG - "Controlador da Velocidade de Guinada", na malha de controle do navio, tem como objetivo principal auxiliar o operador humano na sua ação de controle de modo a melhorar as características de controlabilidade de navios instáveis pela realimentação automática da velocidade angular. Para o operador humano, o sistema navio + CVG se apresenta com características de estabilidade.

A Figura 6.2, a seguir esquematiza a estrutura de controle proposta.

Esta metodologia de controle, não-convencional, é implementada para o navio exemplo conforme o diagrama mostrado na Figura 6.3. Considera-se o pilo

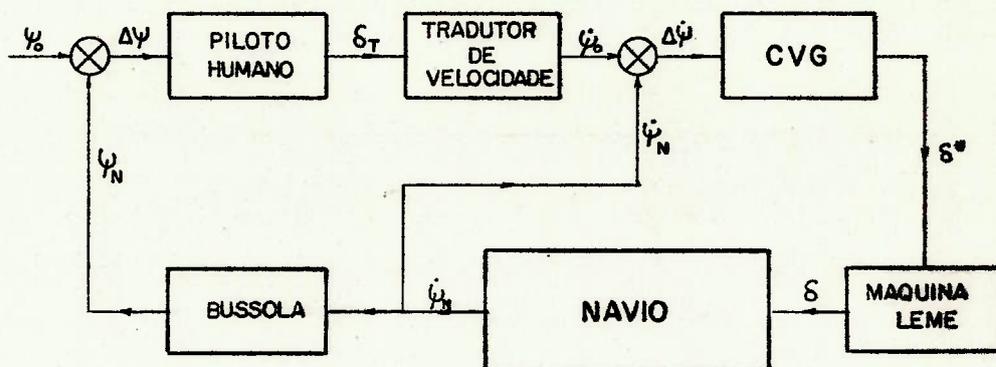


FIGURA 6.2. Estrutura do Controle proposto com realimentação da velocidade angular.

to humano fora da malha de controle, como supervisor do sistema, alterando periodicamente os valores de referência δ_T do tradutor.

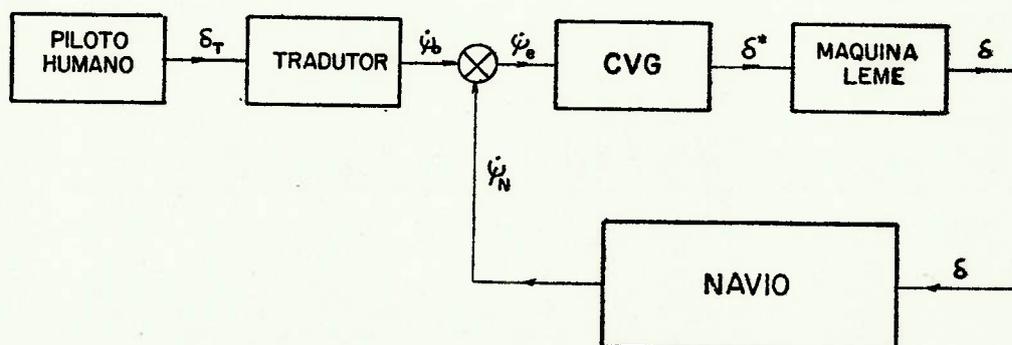


FIGURA 6.3. Estrutura de Controle proposta com piloto humano como supervisor.

tor de velocidades, cuja função é fazer a correspondência entre o posicionamento do timão δ_T e a velocidade angular desejada $\dot{\psi}_0$, nas diversas velocidades de avanço do navio.

O princípio aplicado para a definição dos valores de $\dot{\psi}_0$ no tradutor de velocidades, procura levar em conta que pilotos, práticos e comandantes de navios tem, baseados em suas experiências na condução de navios, uma clara percepção de qual deva ser a resposta do navio para um dado ângulo de leme. Portanto, as curvas a serem introduzidas no tradutor de velocidades podem ser determinadas a partir de navios direcionalmente estáveis, cuja resposta seja convencional.

Para o navio exemplo, foram consideradas as correspondências indicadas na Figura 6.5, a seguir.

A curva 1, representa a função $(\dot{\psi}_0 - \delta_T)$ do tradutor para a velocidade de 11.0 nós, enquanto a curva 2 representa a função de correspondência para velocidades de 5.5 nós. Nas velocidades de avanço intermediárias, estas funções $(\dot{\psi}_0 - \delta_T)$ podem ser determinadas considerando: para o ponto A ($\delta_T = 10^\circ$) uma variação linear da velocidade angular desejada $\dot{\psi}_0$ com a velocidade avanço, e para $\delta_T = 35^\circ$ a velocidade angular constante em $1^\circ/\text{seg}$.

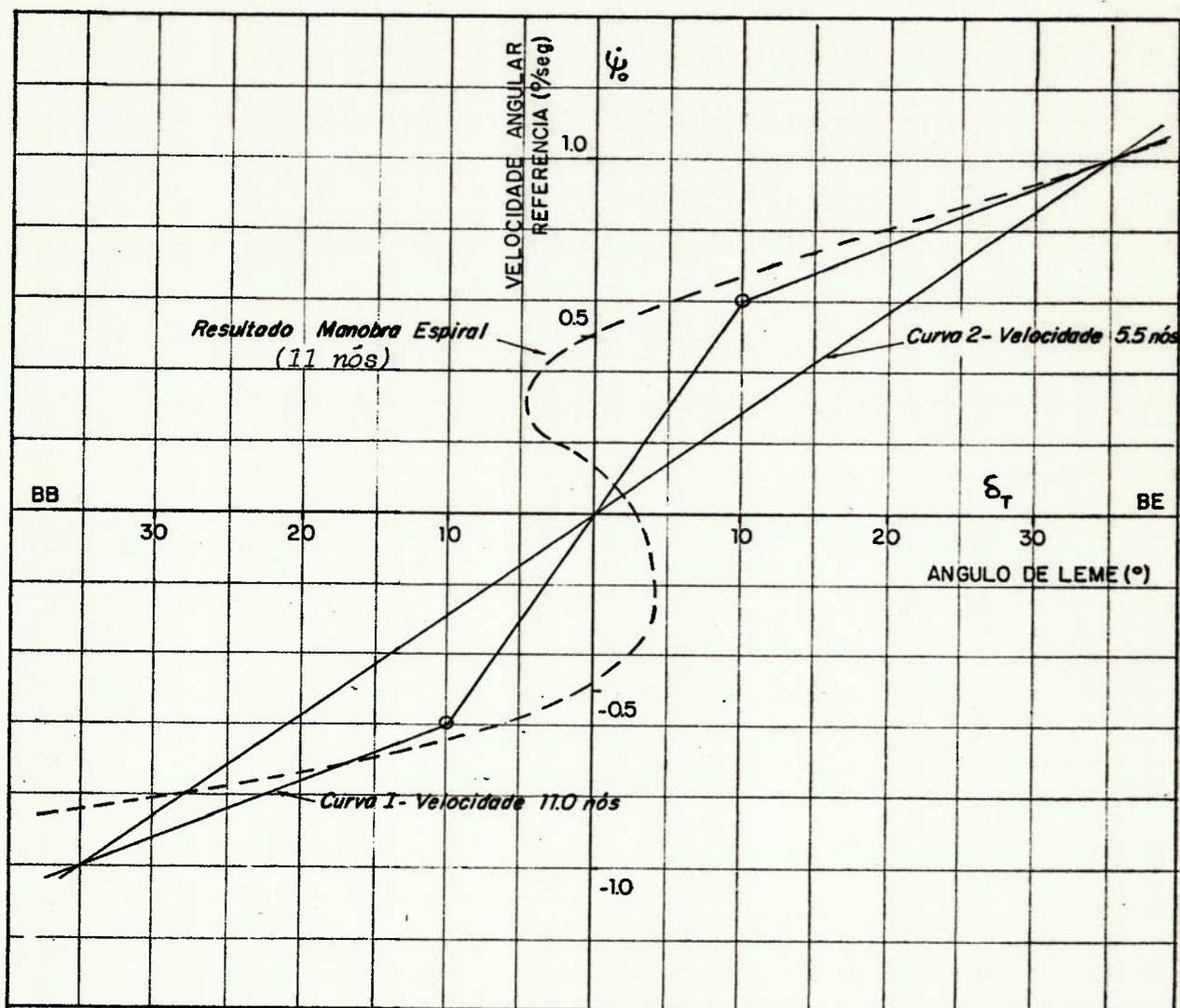


FIGURA 6.5. Curvas de correspondência entre posição do ti mão δ_T e velocidade angular $\dot{\psi}_0$.

Assim sendo, para cada velocidade de avanço o tradutor fará corresponder aos posicionamentos do timão uma velocidade angular $\dot{\psi}_o$, de acordo com as expectativas do piloto, que será atingida pelo navio através dos acionamentos de leme ordenados pelo CVG.

6.3.2. Função de transferência - Lei de Controle

Foi adotado para o controlador de velocidade de de guinada uma função de transferência bastante simples que consiste em:

$$\frac{\delta^*(s)}{\dot{\psi}_e(s)} = \frac{K_c}{1 + s T_c} \quad (6.2)$$

As constantes K_c e T_c foram determinadas através de estudos de simulação em computador digital, de modo que a resposta transiente do navio exemplo fosse considerada convencional, de acordo com o esperado para navios do mesmo porte; e o erro em regime permanente não fosse muito acentuado. A Figura 6.6, a seguir, apresenta os resultados de algumas simulações obtidas com o navio exemplo a velocidade de 11.0 nós, as quais mostram a influência da constante de ganho K_c na resposta transiente do navio exemplo.

Tendo em vista o fato do controlador ser apenas proporcional, houve a necessidade de introduzir

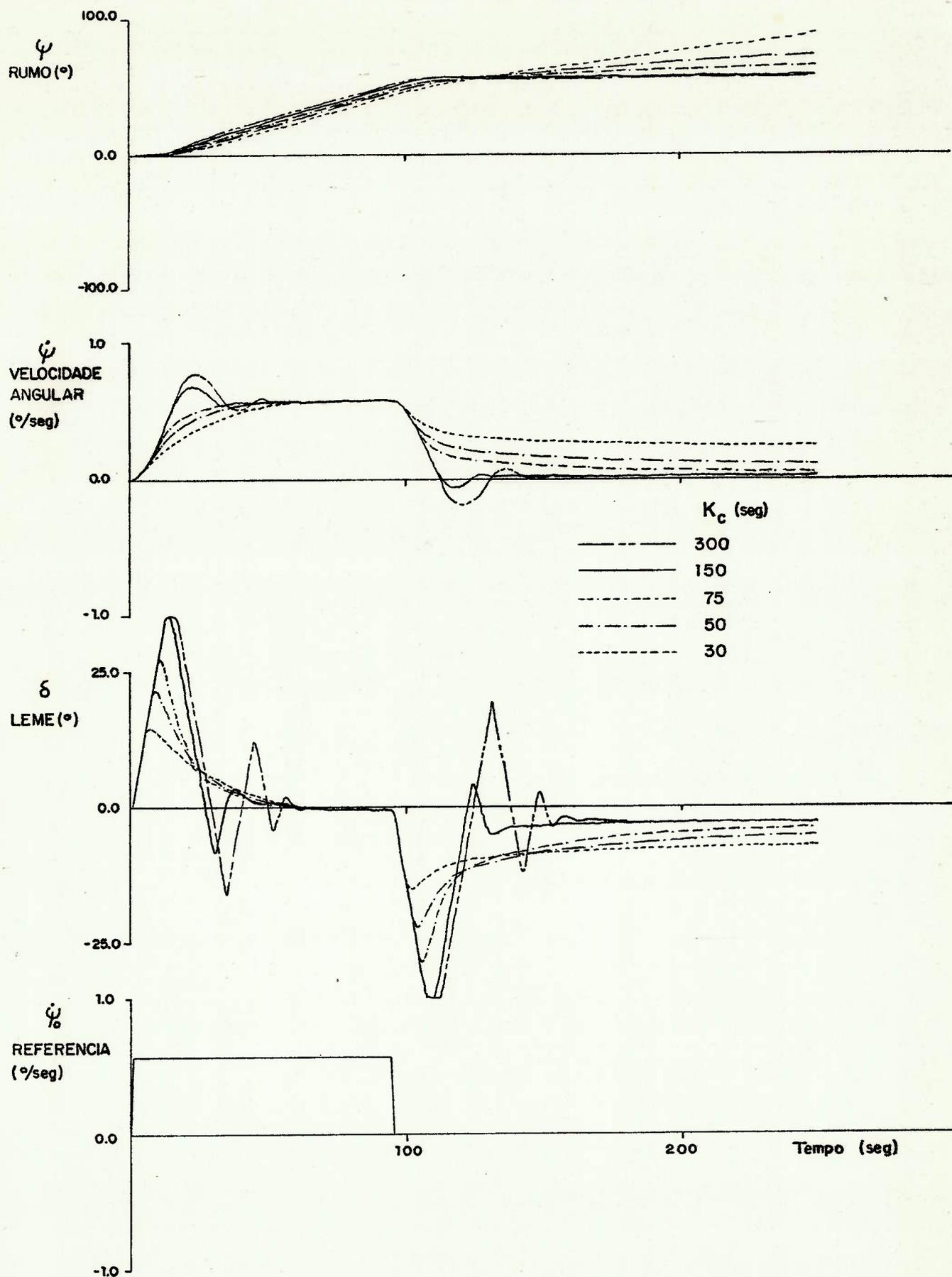


FIGURA 6.6. Simulação digital - Influência do ganho K_c na resposta transiente do navio exemplo.

no tradutor de velocidades um limitador temporal T_L , para a velocidade angular de referência $\dot{\psi}_0$. A principal função deste parâmetro T_L , é fazer com que a velocidade angular desejada $\dot{\psi}_0$, seja assumida gradativamente após o posicionamento do timão. Isto evita que o erro de velocidade angular $\dot{\psi}_e$, no instante inicial, seja muito grande, o que ocasionaria grandes acionamentos do leme toda vez que o leme fosse repositado.

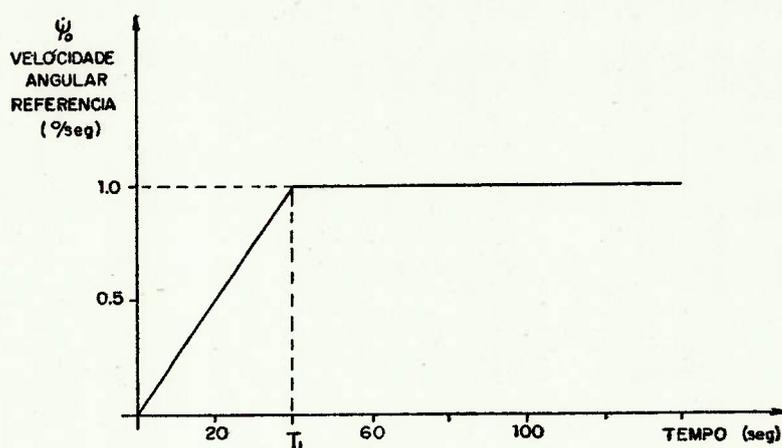


FIGURA 6.7. Definição do parâmetro T_L .

A partir de simulações realizadas, Figura 6.8, verificou-se a conveniência de adotar para o parâmetro T_L o valor 40.0seg quando $\dot{\psi}_0 = 1^\circ/\text{seg}$; valores intermediários da velocidade angular de referência $\dot{\psi}_0$ são atingidos em intervalos de tempo proporcionalmente menores, conforme mostrado na Figura 6.7.

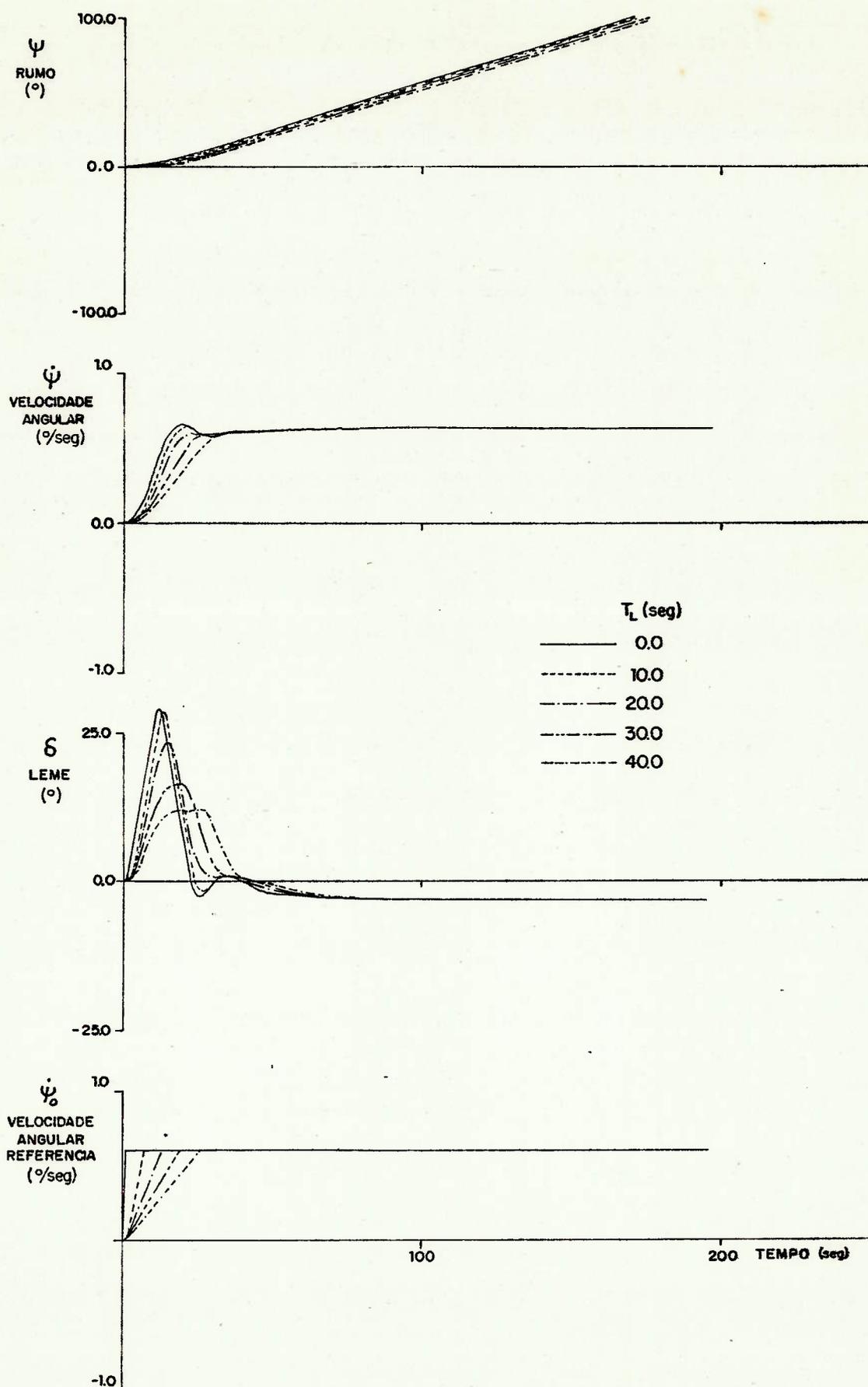


FIGURA 6.8. Simulação digital - Influência do parâmetro T_L na resposta transiente do navio exemplo.

6.4. Resultados Obtidos

As simulações apresentadas, Figuras 6.6 e 6.8, permitiram adotar os valores dos parâmetros da função de transferência do controlador CVG.

Para a constante de tempo T_c foi adotado o valor:

$$T_c = 3.0\text{seg} \quad (6.3)$$

devido ao fato da constante de tempo das máquinas de leme usuais ser da ordem de 2.0seg e o objetivo do parâmetro T_c é filtrar ruídos que poderiam interferir com a máquina do leme.

Para a constante de ganho K_c , foi adotado a partir das simulações, Figura 6.6, o valor:

$$K_c = 85.0\text{seg} \quad (6.4)$$

O controlador assim implementado foi instalado à bordo do navio exemplo e realizado um novo teste de manobra espiral. O resultado obtido, apresentado na Figura 6.9, a seguir, representa a curva característica de governo do sistema navio exemplo + CVG, a partir da qual pode-se constatar a estabilidade direcional adquirida.

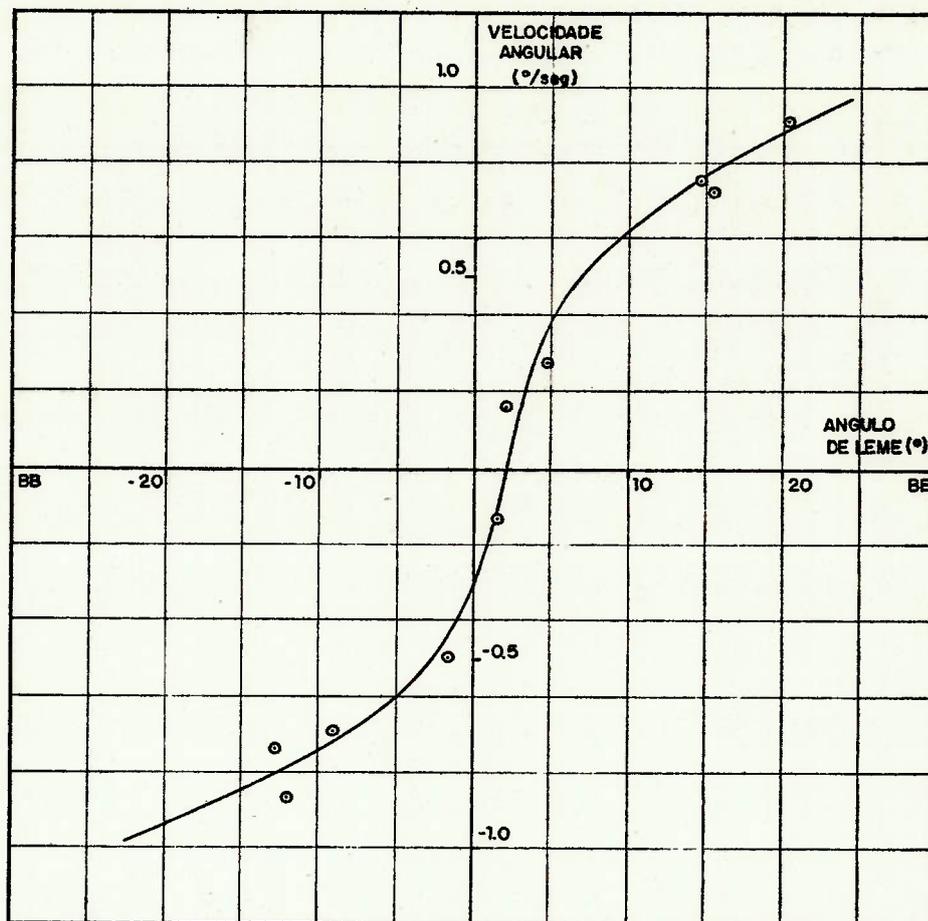


FIGURA 6.9. Curva característica de governo do sistema navio exemplo + CVG.

Deste modo, os efeitos de estabilização pretendidos são plenamente alcançados, mostrando a conveniência e viabilidade de aplicação da metodologia de controle proposta, pois além de funcional o controlador é bastante simples e em termos de fabricação ele pouco difere dos pilotos automáticos convencionais.

7. CONSIDERAÇÕES FINAIS

Neste Capítulo, procurar-se-á tecer alguns comentários sobre os métodos e procedimentos empregados no presente trabalho, e sugerir alguns tópicos para continuidade das pesquisas envolvidas.

7.1. *Conclusões*

O modelo matemático adotado, embora bastante simples, permite reproduzir com boa fidelidade as características de governo dos navios, mesmo no caso de navios direcionalmente instáveis. Do mesmo modo, os procedimentos experimentais e analíticos empregados na determinação dos seus parâmetros são relativamente simples e permitem o entendimento físico do problema de governo dos navios. De acordo com os resultados com modelo e com navio real, pode-se concluir que ambos os métodos de síntese do modelo matemático são eficientes pois mesmo obtendo-se a função de transferência do navio real pelo método dos planos de fase, e a do modelo pelo método da resposta em frequência, a solução encontrada é a mesma.

Quanto aos aspectos não lineares do problema de governo dos navios, os quais traduzem as características de instabilidade direcional, existe a necessidade de se aplicar durante a realização de ensaios com modelos, métodos de correlação que possam minimizar os efeitos de escala

que influenciam , principalmente, os resultados da manobra espiral invertido. A aplicação do método da rugosidade ao ensaio do modelo do navio exemplo apresentou resultados bastante convenientes, permitindo uma melhor previsão tanto da largura como da altura do "loop" de histerese.

O aparato experimental desenvolvido mostrou-se bastante eficiente para a realização dos ensaios com modelo reduzido. Para tanto, os pilotos automáticos são indispensáveis, pois sem estes torna-se impossível estabilizar ou manter o modelo numa determinada condição de velocidade angular ou rumo constante, mormente para modelos de navios direcionalmente instáveis, como o navio exemplo. A única alteração recomendada, é a substituição do integrador do "rate-gyro" por um giroscópio, pois este integrador, sendo um filtro analógico com constante de tempo muito alta, êle não consegue estabilizar em uma determinada posição num curto intervalo de tempo, tornando inviável a sua utilização. Existindo o giroscópio, devido à comprovada eficiência dos pilotos automáticos, abre-se a possibilidade de realizar os ensaios de manobras transientes, com controle de rumo, permitindo o desenvolvimento destes ensaios, até mesmo em tanques de provas convencionais, como o existente no IPT.

Este trabalho propõe uma nova filosofia de controle para navios direcionalmente instáveis. Os resultados obtidos, com a aplicação desta metodologia de controle ao navio exemplo, permitem que o mesmo adquira um comportamento de navio estável e o efeito de estabilização pretendido é plenamente alcançado. Em termos práticos, este piloto

automático é de fácil implementação, pois sua construção física pouco difere dos pilotos automáticos convencionais.

7.2. *Sugestões para Trabalhos Futuros*

Este trabalho pretendeu avaliar os procedimentos experimentais para determinação das características de governo e manobra dos navios através de ensaios em escala real e com modelos. Para tanto, foi aplicado o método dos planos de fase aos ensaios em escala real e o método da resposta em frequência aos ensaios com modelos. Deste modo, as conclusões obtidas poderiam ser mais consistentes se o estudo fosse continuado de modo a aplicar ambos procedimentos ao modelo e ao navio.

Por outro lado, quanto aos métodos de correlação, seria interessante a aplicação do método da rugosidade aos ensaios de manobra espiral invertido do modelo, para verificar se o mesmo é eficiente. Como este método está sendo proposto a partir de considerações sobre o escoamento bi-dimensional sobre cilindros, uma vez verificada a conveniência de sua aplicação, poder-se-ia continuar os estudos e estender o método a corpos ou escoamentos tri-dimensionais. Isto pode ser realizado utilizando-se corpos axi-simétricos, cuja camada limite é de certo modo conhecida ou calculável, e através de ensaios no túnel de cavitação, com diferentes rugosidades na superfície do corpo, determinar-se-iam as curvas de correspondência entre a rugosidade superficial e o

regime do escoamento.

Outro método para a correlação de resultados que pode ser estudado é o de aspersão ou injeção de fluido na camada limite do modelo, de modo a torná-la semelhante à do navio real. Esta pesquisa deveria iniciar com o cálculo da camada limite do modelo e do navio e através da análise destes resultados poder-se-ia torná-las semelhantes.

Ao aparato experimental introduzido, sugere-se a introdução de um sistema de rastreamento, que permitisse determinar a trajetória desenvolvida pelo modelo.

Outro ponto a ressaltar é a continuidade destes estudos com a aplicação de outros métodos de síntese do modelo matemático, diversos dos apresentados, como a técnica do filtro estendido de Kalman. Para tanto bastaria acrescentar ao módulo experimental acelerômetros que permitissem obter os valores de aceleração necessários à aplicação do método.

Por último, seria importante ressaltar a necessidade de se promover estudos no sentido de desenvolver um arquivo de dados de manobrabilidade e governo dos navios de modo a orientar os projetistas de navios sobre estes aspectos, e talvez até determinar critérios objetivos para avaliação destas características dos navios.

8. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- (1) MORI, M., TANAKA, M. Ship maneuverability simulation program. In: INTERNATIONAL CONFERENCE ON COMPUTER APPLICATIONS IN THE AUTOMATION OF SHIPYARD OPERATION AND SHIP DESIGN, Tokyo, 1973, p. 5.1 - 5.12.
- (2) AKATSU, N. Shallow-draft vessels; the economic and technological outlook. Tokyo, N.K. Register of Shipping, 1982. p. 6-9. (Overseas n° 29).
- (3) MOTORA, S. Maneuverability, state of the art. In: INTERNATIONAL JUBILEE MEETING ON THE 40th ANNIVERSARY OF THE NETHERLANDS SHIP MODEL BASIN, Wageningen, 1973 p. 136-170.
- (4) KEMPF, G. Measurements of propulsive and structural characteristics of ships. Transactions SNAME, 40: 45-57, 1932.
- (5) DIEUDONNE, J. Note sur la stabilité du regime de route des navires. Paris. Association Technique Maritime e Aeronautique, 1949.
- (6) SHIBA, H. Model experiments about the maneuverability and turning of ships. In: SYMPOSIUM ON SHIP MANEUVE

- RABILITY, 1, Washington, 1960, p.49-126. (DTMB Report n° 1461).
- (7) GERTLER, M. & GOVER, S.C. Handling quality criteria for surface ships. In: SYMPOSIUM ON SHIP MANEUVERABILITY, 1, Washington, 1960, p.211-240. (DTMB Report n° 1461).
- (8) ABKOWITZ, M.A. Lectures on ship hydrodynamics; Steer
ing and manoeuvrability. Lyngby, Hydro-og Aerodynamisk Laboratorium, 1964. 113p. (Report Hy-5).
- (9) STROM-TEJSEN, J. & CHISLETT, M.S. A model testing technique and method of analysis for the prediction of steering and manoeuvring qualities of surface ships. Lyngby, Hydro-og Aerodynamisk Laboratorium, 1966. 76p., (Report Hy-7).
- (10) NORRBIN, N.H. Testing techniques and prediction methods. In: INTERNATIONAL TOWING TANK CONFERENCE, 12, Roma, 1969. Proceedings... Roma, Istituto Nazionale per Studi et Esperienze di Architettura Navale, 1969, p. 575-589.
- (11) ABKOWITZ, M.A. Measurement of hydrodynamic characteristics from ship maneuvering trials by system identification. Transactions SNAME, 88: 283-318, 1980.

- (12) BRINATTI, H.L. Investigação sobre o emprego do filtro estendido de Kalman para identificação da manobrabilidade do Navio. São Paulo, EPUSP, 1976. 276p. (Tese de Doutorado apresentado à EPUSP).
- (13) Smitt L.W. et alii. Report of Manoeuvrability committee. In: INTERNATIONAL TOWING TANK CONFERENCE, 16, Leningrado, 1981. Proceedings... Leningrado, Krylov Ship Resconrch, 1981. v.1, p. 115-156.
- (14) STEERING and maneuvering state-of-the-art Report. In: AMERICAN TOWING TANK CONFERENCE, 19, Michigan, 1980.
- (15) CLARKE, D. et al - Report of manoeuvrability committee. In: INTERNATIONAL TOWING TANK CONFERENCE, 16, Leningrado, 1981. Proceedings... Leningrado, Krylov Ship Research, 1981. v.1, p. 249-298.
- (16) REIS, M.A.S. Determinação experimental de coeficientes hidrodinâmicos de embarcações de superfície. São Paulo, EPUSP, 1972. s.p. (Tese de mestrado apresentada à EPUSP).
- (17) SOTELO, J.J. Aplicação de controle ótimo na modelagem do timoneiro. São Paulo, EPUSP, 1976. 216p. (Tese de mestrado apresentada à EPUSP).

- (18) KAZAI, H. A semi-empirical approach to the prediction of manoeuvring derivatives. In: INTERNATIONAL TOWING TANK CONFERENCE, 16, Leningrado, 1981, Proceedings ... Leningrado, Krylov Ship Research Institute 1981.v.1,p.272-275.
- (19) CRUZ, J.J. Pilotagem automática de embarcações com emprego de controle estocástico. São Paulo, EPUSP, 1981 179p. (Tese de mestrado apresentada à EPUSP).
- (20) NOMOTO, K. et alii. Researches on the manoeuvrability of ships in Japan. Tokyo, SNAJ-60th Anniversary Series, 1976. v.11.
- (21) NORRBIN, N.H. A study of course keeping and manoeuvring performance. Goteborg, Swedish State Shipbuilding Experimental Tank, 1960. 66p. (Report nº 45).
- (22) HOOFT, J.P. The manoeuvrability of ships as influenced by environment and human behaviour. Journal of Navigation, 27(3): 367-382, jul. 1974.
- (23) NOMOTO, K. Some aspects of simulator studies on ship handling. In: INTERNATIONAL SYMPOSIUM ON PRACTICAL DESIGN IN SHIPBUILDING; Tokyo, 1977. p.303-310.
- (24) PARK, D.S. Dynamical stability and maneuverability of dynamically unstable ships. Monterey Naval Postgraduate School, 1973. (Tese de mestrado).

- (25) COMSTOCK, J.P. et alii. Principles of naval architecture. New York, SNAME, 1967. 827p.
- (26) BECH, M. & SMITT, L.W. Analogue simulation of ship manoeuvres. Lyngby, Hydro-og Aerodynamisk Laboratorium, 1969. 19p. (Report Hy-14).
- (27) NOMOTO, K. Aproximate non-linear analysis on steering motion. In: INTERNATIONAL TOWING TANK CONFERENCE, 12, Roma, 1969. Proceedings... Roma, Istituto Nazionale per Studi ed Esperienze di Architettura Navale, 1969, p.663-664.
- (28) Norrbin, N.H. On the reduced non-linear equation of steering and its application to the analysis of pull-out manoeuvre. In: INTERNATIONAL TOWING TANK CONFERENCE, 12. Roma, 1969. Proceedings... Roma, Istituto Nazionale per Studi ed Esperienze di Architettura Navale, 1969, p.656-659.
- (29) Bech, M.I. Some aspects of the stability of automatic course control of ships. Lingby, Hydro-og Aerodynamisk Laboratorium, 1973, 9p. (Report Hy-16).
- (30) SMITT, L.W. On the spiral test techniques. In: INTERNATIONAL TOWING TANK CONFERENCE, 13, Hamburgo/Berlin, 1972. Proceedings...Hamburgo/Berlin, Versuchsaustalt fur Wasserbau and Schiffbau, 1972/73. v.2, p. 1007-1024.

- (31) NOMOTO K., SMITT L.W. Evaluation of steering properties with particular emphasis on closed-loop behaviour. In: INTERNATIONAL TOWING TANK CONFERENCE, 13, Hamburgo/Berlim, 1972. Proceedings... Hamburgo/Berlim, Versuchsaustalt fur Wasserbau und Schiffbau, 1972/73. v.2, p.1025-1033.
- (32) HOOFT, J.P. - "The manoeuvrability of ships on a straight course. International Shipbuilding Progress, 15(162): 44-68, 1968.
- (33) HOOFT, J.P. Criteria for the manoeuvrability of ships steered by Pilots. Wageningen, NSMB, 1973, 41p.
- (34) NISHIOKA, T. & MATSUURA, Y. Some training simulator and its application. In: INTERNATIONAL SYMPOSIUM ON SHIP OPERATION AUTOMATION, 3, Tokyo, 1979. p.75-83.
- (35) STUURMAN, M.A. Modelling the helmsman, a study to define a mathematical model describing the behaviour of a helmsman steering a ship along a straight course. In: INTERNATIONAL TOWING TANK CONFERENCE, 12, Roma, 1969. Proceedings... Roma, Istituto Nazionale per studi ed Esperienze di Architettura Navale, 1969. p.665-667.
- (36) Hooft, J.P. & OLDENKAMP, I. Construction, operation and capabilities of the NSMB ship manoeuvring simulator.

Waghenigen, NSMB, 1972. (Report n° 382).

- (37) SMITT, L.W. The reversed spiral Test, a note on Bech's spiral test. Lingby, Hydro-og Aerodynamisk Laboratorium, 1967. 15p. (Report Hy-10).
- (38) BECH, M. Alternative procedure for carrying out spiral tests, appendix to the report n° Hy-10. Lingby, Hydro-og Aerodynamisk Laboratorium, 1967. p.13-15.
- (39) FRIMM, F.C. Testes espiral invertido do navio Barão de mauã. São Paulo, IPT/DINAV, 1979. (Relatório IPT n° 13.203).
- (40) FUJINO, M. & MOTORA, S. On the modified zig-zag manoeuvre and its application. Journal of the Society of Naval Architects of Japan - Selected papers,9:133-148, 1972.
- (41) GIBSON, J.E. Non-linear automatic control. New York, Mc-Graw Hill, 1963. p.197-200.
- (42) KOELINK, J.T.H. Approximate method in Z-steering test analysis. International Shipbuilding Progress, 15(162): 35-43, 1968.
- (43) KARASUNO, K. & NOMOTO K. A new procedure of manoeuvring model experiment. Journal of the Society of Na

val Architects of Japan - Selected papers, 7:112-123, 1971.

- (44) KARASUNO, K. Full-scale measurement of frequency response characteristics of ships steering; Parallel shift maneuver. Journal of the Society of Naval Architects of Japan - Selected Papers, 9:149-170, 1972.
- (45) SEIFERT, W.N. & SEEG, C.W. Control systems engineering. New York, Mc Graw-Hill, 1960. 964p.
- (46) SCHLICHTING, H. Boundary-layer theory. New York, Mac Graw-Hill, 1968. 747p.
- (47) ACHENBACH, E. Influence of surface roughness on the cross-flow around a circular cilinder. Journal of Fluid Mechanics, 46:321-335, 1971.
- (48) SZECHENYI, E. Supercritical Reynolds number simulation for two-dimensional flow over circular cylinders. Journal of Fluid Mechanics. 70:529-542, 1975.
- (49) OLTMANN, P.; SHARMA, S.D. & WOLFF, K. An investigation of certain scale effects in maneuvering tests with ship models. In: INTERNATIONAL SYMPOSIUM ON SHIP HYDRODYNAMICS, 13, Tokyo, 1980. p.779-801.

- (50) NIKOLAEV, E. & LEBEDEVA, M. On the nature of scale effect in manœuvring tests with full-bodied ship models. In: INTERNATIONAL SYMPOSIUM ON SHIP HYDRODYNAMICS, 13, Tokyo, 1980. p.803-813.
- (51) THECHEVSKY, V.N. & KOROTKIN, A.I. Some characteristics of flow around ships at different drift angles in shallow water. In: SYMPOSIUM ON SHIP HYDRODYNAMICS, 11, London, 1977. Proceedings... London, Institute of Mechanical Engineers, 1977. p.693-704.
- (52) NOMOTO, K. & FUJII, H. Studies on model ship correlation in manoeuvrability by use of large size freerunning models. In: INTERNATIONAL TOWING TANK CONFERENCE, 14, Ottawa, 1975. Proceedings... Ottawa, National Research Council of Canada, 1975/76. v.2, p.375-403.
- (53) VOSPER, A.J. Correlation between model tests and ship trials data. In: INTERNATIONAL TOWING TANK CONFERENCE, 12, Roma, 1969. Proceedings... Roma, Istituto Nazionale per Studi ed Esperienze di Architettura Navale, 1969. p.626-630.
- (54) NOMOTO, K. Unusual scale effect on manoeuvrability of ships with blunt bodies. In: INTERNATIONAL TOWING TANK CONFERENCE, 11, Tokyo, 1966. Proceedings... Tokyo, Society of Naval Architects of Japan, 1966. p.554-556.

- (55) CLARKE, D. Report of maneuverability committee. In: INTERNATIONAL TOWING TANK CONFERENCE, 15, Hague, 1978. Proceedings... Wageningen, Netherlands Ship Model Basin, 1978/79. part I, p.115-156.
- (56) SMITT, L.W. Influence on steering from special flow phenomena on full-bodied ships. In: INTERNATIONAL TOWING TANK CONFERENCE, 14, Ottawa, 1975. Proceedings ... Ottawa, National Research Council of Canada, 1975/76. v.2, p.437-443.
- (57) OKAMOTO, H.; TAMAI, H. & ONIKI, H. Some experimental studies of maneuverability of ships. In: INTERNATIONAL TOWING TANK CONFERENCE, 14, Ottawa, 1975. Proceedings... Ottawa, National Research Council of Canada, 1975/76. v.2, p.591-605
- (58) KAWANO, K. et alii. Some model experiments and ship correlation in respect to maneuverability. Journal of the Society of Naval Architects of Japan - Selected Papers, 3:125-35, 1969.
- (59) NIKOLAEV, E. Written contribution to the 16th ITTC. In: INTERNATIONAL TOWING TANK CONFERENCE, 16, Leningrado, 1981. Proceedings... Leningrado, Krylov Ship Research Institute, 1981. v.2, p.160-162.

- (60) BRABAND, T.V. et alii. Code for sea trials - 1973. New York, SNAME, 1976-79p. (Technical and Research Code C.2).
- (61) NOMOTO, K., NORRBIN, N.H. A review of defining and Measuring the maneuverability of ships. In: INTERNATIONAL TOWING TANK CONFERENCE, 12, Roma, 1969. Proceedings... Roma, Instituto Nazionale per Studi ed Esperienze di Architettura Navale, 1969. p.558-564.
- (62) FRIMM, F.C. Instrumentação e ensaios em escala-real de comboios fluviais. São Paulo, 1979. (Seminário apresentado à EPUSP como parte do programa de mestrado).
- (63) IBM. System/360 scientific subroutine package; version III - Programmers manual. New York, 1968.
- (64) FRIMM, F.C. et alii. Controlabilidade de navios com excessiva instabilidade direcional - Proposta de uma nova metodologia de controle. In: CONGRESSO BRASILEIRO DE AUTOMÁTICA, 4, Campinas, 1982. Anais... Campinas, UNICAMP, 1982. p.236-241.
- (65) NOMOTO, K. Analysis of Kempf's standard maneuver test and proposed steering quality indices. In: SYMPOSIUM ON SHIP MANEUVERABILITY, 1, Washington, 1960. p.274-304. (DTMB Report 1461).

(66) D'AZZO, J.J. & HOUPIS, C.H. Feedback Control System Analysis & Synthesis. Tokyo, Mc Graw-Hill/Kogakusha, 1966.
824p.

(67) TRUXAL, J.G. Introductory system engineering. Tokyo, Mc Graw - Hill/Kogakusha, 1972, 596p.

APÊNDICE 1

EQUAÇÕES DO MOVIMENTO DO NAVIO EM MANOBRAS

A1.1. Aplicação da Lei de Newton

Adotando-se um sistema de referências fixo ao navio, conforme introduzido no Capítulo 2, e representado na Figura 2.1 do item 2.2, pode-se escrever a lei de Newton em equações de forças e momentos, separadamente, pois os eixos são considerados como sendo os eixos principais de inércia.

$$\vec{F} = \frac{d}{dt} m \vec{U} \quad (\text{A1.1})$$

$$\vec{M} = \frac{d}{dt} \vec{H}_G \quad (\text{A1.2})$$

onde:

- m - massa do navio;
- \vec{F} - vetor força resultante que age no navio;
- \vec{U} - vetor velocidade linear do navio;
- \vec{M} - vetor momento resultante que age no navio;
- \vec{H} - vetor quantidade de movimento angular do navio.

Sendo \vec{i} , \vec{j} , \vec{k} , os versores do sistema de referência, segundo os eixos x , y e z , respectivamente, relacionam-se a seguir variáveis do momento e suas componentes:

- vetor velocidade linear do navio - \vec{U} :

$$\vec{U} = u \vec{i} + v \vec{j} + \omega \vec{k} \quad (\text{A1.3})$$

$$u = \frac{dx}{dt} = \dot{x} - \text{velocidade longitudinal do navio;}$$

$$v = \frac{dy}{dt} = \dot{y} - \text{velocidade transversal do navio;}$$

$$\omega = \frac{dz}{dt} = \dot{z} - \text{velocidade vertical do navio.}$$

- vetor velocidade angular do navio - $\vec{\Omega}$:

$$\vec{\Omega} = p \vec{i} + q \vec{j} + r \vec{k} \quad (\text{A1.4})$$

$$p = \frac{d\phi}{dt} = \dot{\phi} - \text{velocidade angular em movimentos de } \underline{\text{ban}} \text{ da ("roll")};$$

$$q = \frac{d\theta}{dt} = \dot{\theta} - \text{velocidade angular em movimentos de } \underline{\text{ca}} \text{ turro ("pitch")};$$

$$r = \frac{d\psi}{dt} = \dot{\psi} - \text{velocidade angular em movimentos de } \underline{\text{gui}} \text{ nada ("yaw")}$$

- vetor força que atua no navio - \vec{F} :

$$\vec{F} = X \vec{i} + Y \vec{j} + Z \vec{k} \quad (\text{A1.5})$$

X - componente da força segundo o eixo x - longitudi
nal;

Y - componente da força segundo o eixo y - transver
sal;

Z - componente da força segundo o eixo z - vertical.

- vetor momento que age no navio - \vec{M} :

$$\vec{M} = K \vec{i} + M \vec{j} + N \vec{k} \quad (\text{A1.6})$$

K - momento de banda que atua no navio, segundo o ei
xo x;

M - momento de caturro que atua no navio, segundo o
eixo y;

N - momento de guinada que atua no navio, segundo o
eixo z.

- vetor quantidade de movimento angular - \vec{H} :

$$\vec{H}_G = I_{x_G} p \vec{i} + I_{y_G} q \vec{j} + I_{z_G} r \vec{k} \quad (\text{A1.7})$$

I_{x_G} - momento de inércia em relação ao eixo x;

I_{y_G} - momento de inércia em relação ao eixo y;

I_{z_G} - momento de inércia em relação ao eixo z.

Na expressão (A1.7) supõe-se que os eixos x , y , e z são coincidentes com os eixos principais de inércia, e a origem esteja no C.G.

Para melhor generalização, é conveniente escrever as equações (A1.1) e (A1.2) em relação a um sistema de referência com origem não coincidente com o C.G. do navio. Sendo x_G , y_G , z_G as coordenadas do centro de gravidade, tem-se:

$$\vec{R}_G = x_G \vec{i} + y_G \vec{j} + z_G \vec{k} \quad (\text{A1.8})$$

Neste sistema de referência a velocidade do centro de gravidade (C.G.) será a velocidade da origem O do sistema: \vec{U} , acrescida da velocidade do C.G. em relação à origem O .

$$\vec{U}_G = \vec{U} + \frac{d}{dt} \vec{R}_G = \vec{U} + \dot{\vec{R}}_G \quad (\text{A1.9})$$

Como \vec{R}_G é um vetor fixo no corpo, a variação deste no tempo se restringe à mudanças de direção, conforme o movimento de rotação do corpo. Nestas condições:

$$\dot{\vec{R}}_G = \vec{\Omega} \times \vec{R}_G \quad (\text{A1.10})$$

ou seja:

$$\vec{U}_G = \vec{U} + \vec{\Omega} \times \vec{R}_G \quad (\text{A1.11})$$

portanto, substituindo em (A1.1), e considerando a massa do navio invariante com o tempo, tem-se:

$$\vec{F} = m(\dot{\vec{U}} + \dot{\vec{\Omega}} \times \vec{R}_G + \vec{R}_G \times \dot{\vec{\Omega}}) \quad (\text{A1.12})$$

O vetor momento resultante que age no navio, corresponde ao momento atuante no centro de gravidade, acrescido do produto vetorial da força resultante pela distância do C.G. à origem 0, ou seja:

$$\vec{M} = \vec{M}_G + \vec{R}_G \times \vec{F} \quad (\text{A1.13})$$

Embora, este novo sistema esteja com origem distinta do C.G., os seus eixos são paralelos aos eixos principais de inércia, de modo que pelo "teorema de mudança de eixos":

$$I_{x_G} = I_x - m(y_G^2 + z_G^2) \quad (\text{A1.14})$$

$$I_{y_G} = I_y - m(x_G^2 + z_G^2) \quad (\text{A1.15})$$

$$I_{z_G} = I_z - m(x_G^2 + y_G^2) \quad (\text{A1.16})$$

assim sendo, tem-se:

$$\vec{H}_G = I_x p \vec{i} + I_y q \vec{j} + I_z r \vec{k} - m \left[(y_G^2 + z_G^2) \vec{i} + (x_G^2 + z_G^2) \vec{j} + (x_G^2 + y_G^2) \vec{k} \right] \quad (\text{A1.17})$$

ou seja:

$$\vec{H}_G = I_x p \vec{i} + I_y q \vec{j} + I_z r \vec{k} - m \vec{R}_G \times (\vec{\Omega} \times \vec{R}_G) \quad (\text{A1.18})$$

por outro lado:

$$\vec{R}_G \times \vec{F} = \vec{R}_G \times m \vec{U}_G = \vec{R}_G \times m \frac{d}{dt} \left[\vec{U} + \vec{\Omega} \times \vec{R}_G \right] \quad (\text{A1.19})$$

$$\vec{R}_G \times \vec{F} = m \vec{R}_G \times \vec{U} + m \vec{R}_G \times \frac{d}{dt} (\vec{\Omega} \times \vec{R}_G) \quad (\text{A1.20})$$

substituindo (A1.18) e (A1.20) em (A1.12) e A1.13); tem-se:

$$\begin{aligned} \vec{M} = \frac{d}{dt} \left[I_x p \vec{i} + I_y q \vec{j} + I_z r \vec{k} \right] - m \frac{d}{dt} \left[\vec{R}_G \times (\vec{\Omega} \times \vec{R}_G) \right] + \\ + m \vec{R}_G \times \dot{\vec{U}} + m \vec{R}_G \times \frac{d}{dt} (\vec{\Omega} \times \vec{R}_G) \end{aligned} \quad (\text{A1.21})$$

ou seja:

$$\vec{M} = \frac{d}{dt} \left[I_x p \vec{i} + I_y q \vec{j} + I_z r \vec{k} \right] + m \vec{R}_G \times \frac{d}{dt} \vec{U} \quad (\text{A1.22})$$

O cálculo dos vetores que constituem as expressões (A1.12)

e (A1.22) permite escrever:

$$\dot{\vec{U}} = (\dot{u} + q \omega - r v) \vec{i} + (\dot{v} + r u - p \omega) \vec{j} + (\dot{\omega} + p v - q u) \vec{k} \quad (\text{A1.23})$$

$$\begin{aligned} \vec{R}_G \times \dot{\vec{U}} &= \left[y_G (\dot{\omega} + p v - q u) - z_G (\dot{v} + r u - p \omega) \right] \vec{i} + \\ &+ \left[z_G (\dot{u} + q \omega + r v) - x_G (\dot{\omega} + p v - q u) \right] \vec{j} + \\ &+ \left[x_G (\dot{v} + r u - p \omega) - y_G (\dot{u} + q \omega - r u) \right] \vec{k} \end{aligned} \quad (\text{A1.24})$$

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} \left[I_x p \vec{i} + I_y q \vec{j} + I_z r \vec{k} \right] &= \left[I_x \dot{p} - (I_z - I_y) q r \right] \vec{i} + \\ &\left[I_y \dot{q} - (I_x - I_z) r p \right] \vec{j} + \\ &\left[I_z \dot{r} - (I_y - I_x) p q \right] \vec{k} \end{aligned} \quad (\text{A1.25})$$

$$(\vec{\Omega} \times \vec{R}_G) \times (\vec{\Omega} \times \vec{R}_G) = 0 \quad (\text{A1.26})$$

$$\vec{\Omega} \times \vec{R}_G = (z_G \dot{q} - y_G \dot{r}) \vec{i} + (x_G \dot{r} - z_G \dot{p}) \vec{j} + (y_G \dot{p} - x_G \dot{q}) \vec{k} \quad (\text{A1.27})$$

$$\begin{aligned}
\vec{\Omega} \times \dot{\vec{R}}_G &= (q p y_G - (q^2 + r^2)x_G + p r z_G)\vec{i} + \\
&+ (r q z_G - (r^2 + p^2)y_G + q p x_G)\vec{j} + \\
&+ (p r x_G - (p^2 + q^2)z_G + r q y_G)\vec{k} \quad (A1.28)
\end{aligned}$$

Substituindo estas expressões (A1.23) a (A1.28) em (A1.12) e (A1.22) obtêm-se as componentes dos vetores força e momento que atuam no navio.

$$X = m \left[\dot{u} + q\omega - rv - x_G(q^2 + r^2) + y_G(pq - \dot{r}) + z_G(pr + \dot{q}) \right] \quad (A1.29)$$

$$Y = m \left[\dot{v} + ru - p\omega - y_G(r^2 + p^2) + z_G(qr - \dot{p}) + x_G(qr + \dot{r}) \right] \quad (A1.30)$$

$$Z = m \left[\dot{\omega} + pv - qu - z_G(p^2 + q^2) + x_G(rp - \dot{q}) + y_G(rq + \dot{p}) \right] \quad (A1.31)$$

$$K = I_x \dot{p} + (I_z - I_y)qr + m \left[y_G(\dot{\omega} + pv - qu) - z_G(\dot{v} + ru - p\omega) \right] \quad (A1.32)$$

$$M = I_y \dot{q} + (I_x - I_z)rp + m \left[z_G(\dot{u} + q\omega - rv) - x_G(\dot{\omega} + pv - qu) \right] \quad (A1.33)$$

$$N = I_z \dot{r} + (I_y - I_x)pq + m \left[x_G(\dot{v} + ru - p\omega) - y_G(\dot{u} + q\omega - rv) \right] \quad (A1.34)$$

As equações apresentadas (A1.29) a (A1.34) podem ser simplificadas. Os principais movimentos que interessam ao estudo da manobrabilidade se dão no plano hori

zontal, por esta razão são desprezados os movimentos verticais. Os movimentos angulares como, os movimentos de inclinação transversal ("roll") e de caturro ("pitch") também podem ser negligenciados por serem desprezíveis durante as manobras de navios convencionais, o que é bastante razoável, salvo em situações de manobras de navios muito rápidos ou de cascos planadores. Por outro lado, considerando que o centro de gravidade esteja situado no plano central longitudinal, ou seja, $y_G = 0$, estas equações se reduzem a:

$$X = m(\dot{u} - r v - x_G r^2) \quad (A1.35)$$

$$Y = m(\dot{v} + r u + x_G \dot{r}) \quad (A1.36)$$

$$N = I_z \dot{r} + m x_G (\dot{v} + r u) \quad (A1.37)$$

que traduzem a aplicação da Lei de Newton ao movimento do navio em manobras.

A1.2. *Desenvolvimento em Série de Taylor das forças e momentos*

As forças e momentos nas equações do movimento, X, Y e N, podem ser expressas como funções das propriedades do corpo, propriedades do movimento e propriedades do meio no qual se dá o movimento.

Na ausência de fatores externos, os quais são definidos como as propriedades do meio, as forças e momentos são funções além das propriedades mencionadas, também dos parâmetros de orientação e da atuação das superfícies de controle, os lemes. Deste modo, pode-se representar esquematicamente:

$$\left. \begin{array}{l} X \\ Y \\ N \end{array} \right\} = f \left[\begin{array}{l} \text{parâmetros de} \\ \text{orientação} \end{array} + \begin{array}{l} \text{características do} \\ \text{movimento} \end{array} + \begin{array}{l} \text{parâmetros de} \\ \text{controle} \end{array} \right]$$

ou seja:

$$\left. \begin{array}{l} X \\ Y \\ N \end{array} \right\} = f(\overbrace{X_0, Y_0, Z_0, \phi, \theta, \psi}, \overbrace{u, v, \omega, p, q, r, \dot{u}, \dot{v}, \dot{\omega}, \dot{p}, \dot{q}, \dot{r}}, \overbrace{\delta, \dot{\delta}, \ddot{\delta}, \dots\dots\dots})$$

(A1.38)

Aplicando o desenvolvimento em Séries de Taylor, nas diversas variáveis exemplificadas, e considerando

apenas os termos de primeira ordem, obtêm-se expressões linearizadas para as forças e momentos.

Considerando a condição de equilíbrio como sendo movimento retilíneo uniforme, à velocidade constante, o desenvolvimento em Séries de Taylor com apenas os termos de primeira ordem, resulta para a equação da força longitudinal a seguinte expressão (8):

$$\begin{aligned}
 X = X_0 &+ \frac{\partial X}{\partial X_0} \Delta X_0 + \frac{\partial X}{\partial y_0} \Delta y_0 + \dots + \frac{\partial X}{\partial \phi} \Delta \phi + \frac{\partial X}{\partial \theta} \Delta \theta + \dots + \\
 &+ \frac{\partial X}{\partial u} \Delta u + \dots + \frac{\partial X}{\partial p} \Delta p + \dots + \frac{\partial X}{\partial \dot{u}} \Delta \dot{u} + \dots + \\
 &+ \frac{\partial X}{\partial \dot{p}} \Delta \dot{p} + \dots + \frac{\partial X}{\partial \delta} \Delta \delta + \dots
 \end{aligned} \tag{A1.39}$$

Os coeficientes do desenvolvimento em Série de Taylor, são as chamadas "derivadas hidrodinâmicas", e constituem as derivadas da função mencionada em relação às diversas variáveis no ponto de equilíbrio. Estes coeficientes são representados de modo simplificado, pela seguinte notação:

$$\frac{\partial X}{\partial u} = \left. \frac{\partial X}{\partial u} \right|_{u=u_0} = X_u \tag{A1.40}$$

que é aplicada do mesmo modo à todas as variáveis.

O desenvolvimento acima aplicado à força lateral Y e ao momento N , leva às expressões análogas, que resultam:

$$X = X_o + X_u \Delta u + X_v v + X_r r + X_{\dot{u}} \dot{u} + X_{\dot{v}} \dot{v} + X_{\dot{r}} \dot{r} + X_{\delta} \delta \quad (\text{A1.41})$$

onde: $\Delta u = u - U_o$

$$Y = Y_o + Y_y \Delta u + Y_v v + Y_r r + Y_{\dot{u}} \dot{u} + Y_{\dot{v}} \dot{v} + Y_{\dot{r}} \dot{r} + Y_{\delta} \delta \quad (\text{A1.42})$$

$$N = N_o + N_y \Delta u + N_v v + N_r r + N_{\dot{u}} \dot{u} + N_{\dot{v}} \dot{v} + N_{\dot{r}} \dot{r} + N_{\delta} \delta \quad (\text{A1.43})$$

Nas expressões acima, (A1.41) a (A1.43) foi considerado:

- X_o, Y_o, N_o - valores das forças e momento referentes à condição de equilíbrio;
- $\Delta u = u - U_o$ portanto, $u = U_o + \Delta u$;
- $\Delta v = v - v_o = v$; assim como: $\Delta_r = r, \Delta_{\dot{u}} = \dot{u}, \Delta_{\dot{v}} = \dot{v}, \Delta_{\dot{r}} = \dot{r}$ e $\Delta_{\delta} = \delta$ pois, sendo a condição inicial de equilíbrio, movimento retilíneo uniforme, tem-se: $v_o = r_o = \dot{u}_o = \dot{v}_o = \dot{\delta}_o = \dot{r}_o = 0$;
- os termos do tipo $X_{x_o} x_o, X_{y_o} y_o, X_{\psi} \psi$, nas três equações, são nulos pois o fato de o navio estar posicionado diferentemente na superfície do fluido, não deve ocasionar nenhuma força ou momento hidrodinâmico no navio.

Por outro lado, devido à razões de simetria, tem-se:

$$X_{\delta} = Y_u = Y_{\dot{u}} = X_v = X_{\dot{v}} = X_r = N_{\dot{u}} = N_u = X_v = 0 \quad (\text{A1.44})$$

Substituindo (A1.44) em (A1.41), (A1.42) e (A1.43) obtem-se as expressões linearizadas das forças e do momento que agem no navio durante as manobras no plano horizontal:

$$X = X_u \Delta u + X_{\dot{u}} \dot{u} \quad (\text{A1.45})$$

$$Y = V_v v + Y_r r + Y_{\dot{v}} \dot{v} + Y_{\dot{r}} \dot{r} + Y_{\delta} \delta \quad (\text{A1.46})$$

$$N = N_v v + N_r r + N_{\dot{v}} \dot{v} + N_{\dot{r}} \dot{r} + N_{\delta} \delta \quad (\text{A1.47})$$

A1.3. Equações Linearizadas do Movimento

As expressões (A1.45), (A1.46) e (A1.47) que representam as forças e o momento hidrodinâmicos que atuam no navio durante o movimento plano horizontal podem ser substituídos nas equações (A1.35), (A1.36) e (A1.37), respectivamente, uma vez que estas equações também estejam linearizadas.

O processo de linearização destas equações, por exemplo, para equação da força transversal leva à:

$$Y = m(\dot{v} + r u + X_G \dot{r}) = m\{(\dot{v}_0 + \Delta\dot{v}) + (r_0 + \Delta r)(u_0 + \Delta u) + X_G(\dot{r}_0 + \Delta\dot{r})\} \quad (\text{A1.46})$$

considerando as condições iniciais referentes à condição de equilíbrio adotada, e desprezando-se os termos de ordem superior, tem-se:

$$Y = m(\dot{v} + r U_0 + X_G \dot{r}) \quad (\text{A1.47})$$

analogamente:

$$N = I_z \dot{r} + mX_G(\dot{v} + r U_0) \quad (\text{A1.48})$$

$$X = m \dot{u} \quad (\text{A1.49})$$

O acoplamento das equações acima, com as equações (A1.45), (A1.46) e (A1.47), fornece as equações linearizadas do movimento do navio no plano horizontal:

$$(X_{\dot{u}} - m)\dot{u} + X_u \Delta u = 0 \quad (A1.50)$$

$$(Y_{\dot{v}} - m)v + Y_v v + (Y_{\dot{r}} - mx_G)r + (Y_r - mU_0)r + Y_{\delta} \delta = 0 \quad (A1.51)$$

$$(N_{\dot{v}} - mx_G)\dot{v} + N_v v + (N_{\dot{r}} - I_z)\dot{r} + (N_r - mx_G U_0)r + N_{\delta} \delta = 0 \quad (A1.52)$$

Estas equações constituem o modelo matemático linearizado do movimento do navio em manobras, comumente denominado de equações de Abkowitz (8).

APÊNDICE 2

MANOBRAS PADRÕES

A2.1. O Conceito das Manobras Padrões

A determinação ou avaliação das características de manobra das embarcações, conforme exposto no Capítulo 1 desse trabalho, é realizada através de ensaios com modelos reduzidos ou testes em escala real dos navios. Estes ensaios, cujos procedimentos são pré-definidos, constituem as manobras padrões.

A execução dos ensaios ou testes de manobras padrões permite determinar parâmetros numéricos que traduzem quantitativamente o comportamento das embarcações quando em manobras e a efetividade dos aparelhos de governo.

Devido à não existência de critérios quantitativos absolutos para a avaliação da manobrabilidade das embarcações, a análise comparativa, dos resultados apresentados nesses ensaios por diferentes navios, constitui ferramenta bastante importante para os arquitetos navais. Os códigos, que normalizam os procedimentos para realização das manobras padrões, são bastante difundidos e publicados por entidades internacionais como a ITTC - "International Towing Tank Conference" (61) ou a SNAME - "The Society of Naval Architects and Marine Engineers" (60). Estes códigos definem não apenas os citados procedimentos das manobras padrões, mas também os diversos parâmetros a serem avaliados em cada manobra, tal qual apresenta-se neste Apêndice.

A2.2. Manobra de Giro

A manobra de giro tem como objetivo principal determinar a eficiência dos lemes ou aparelhos de controle para fazer com que a embarcação assuma uma trajetória circular.

O procedimento para realização desta prova é a seguinte:

- com a embarcação navegando em linha reta, mantendo a velocidade constante, anota-se a direção, ou rumo, que está sendo navegado, e aciona-se o leme até uma posição pré-determinada (35, 25 ou 15 graus); mantendo-o nesta posição até que a direção da trajetória, ou o rumo do navio, assumam novamente o valor inicial anotado.

A Figura A2.1, a seguir, apresenta os parâmetros definidos nesta manobra, quais sejam:

- diâmetro de giro;
- diâmetro tático;
- avanço máximo, na direção inicial do movimento;
- transferência máxima, na direção lateral do movimento inicial;
- tempo para mudar o rumo de 90 graus.

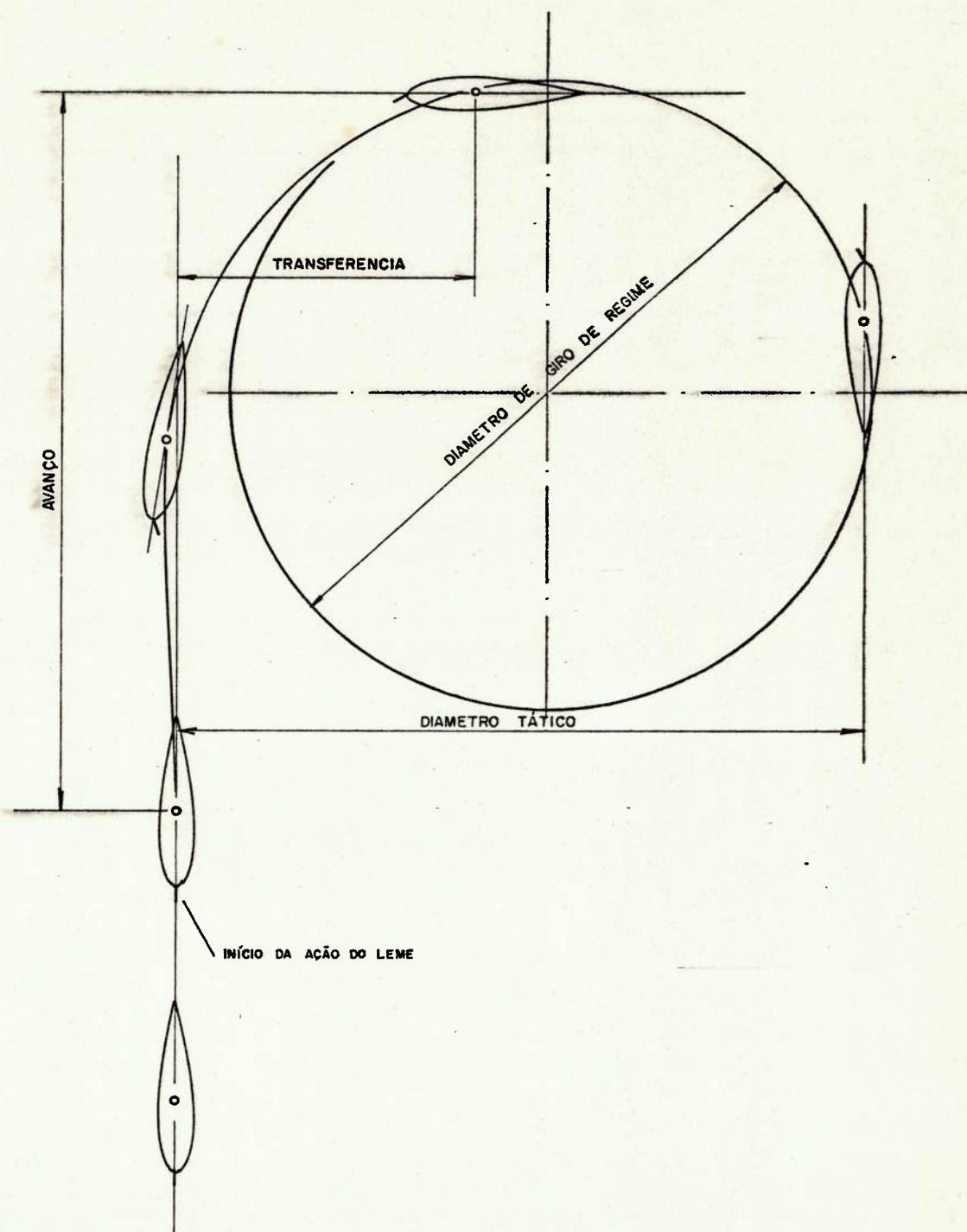


FIGURA A2.1. Parâmetros da Manobra de Giro.

A2.3. Manobra Zig-Zag

A manobra zig-zag pretende fornecer subsídios para avaliar quantitativamente a efetividade dos aparelhos de governo em manobras de mudança de rumo e também o tempo de resposta da embarcação nestas manobras.

O procedimento do teste é o seguinte:

- A embarcação deverá estar, inicialmente, navegando em linha reta, à velocidade constante e sem ângulo de deriva. O leme é então acionado, o mais rápido possível, até uma posição pré-determinada, por exemplo 20° BE. Deve-se anotar, ou registrar, a variação do ângulo de rumo continuamente, e no instante em que o rumo do navio atingir um valor também pré-definido (por exemplo, 20°) deve-se acionar o leme para o bordo oposto, do mesmo valor, (no caso 20° BB) e mantê-lo nesta posição até que o ângulo de rumo atinja o valor pré-determinado (20°) no bordo oposto, ou seja, onde o leme está sendo mantido.

O procedimento deve ser repetido, sequencialmente, de modo que se obtenha um zig-zag completo pelo menos duas vezes.

A Figura A2.2, a seguir, mostra a evolução do ângulo de aproamento e do ângulo de leme durante o teste, e os parâmetros da manobra a serem avaliados, quais sejam:

- tempo de resposta para atingir um determinado ângulo de rumo, com a aplicação de um dado ângulo do leme;
- ângulo adicional de aproamento ("overshoot");
- tempo decorrido para voltar ao rumo original;
- período da manobra.

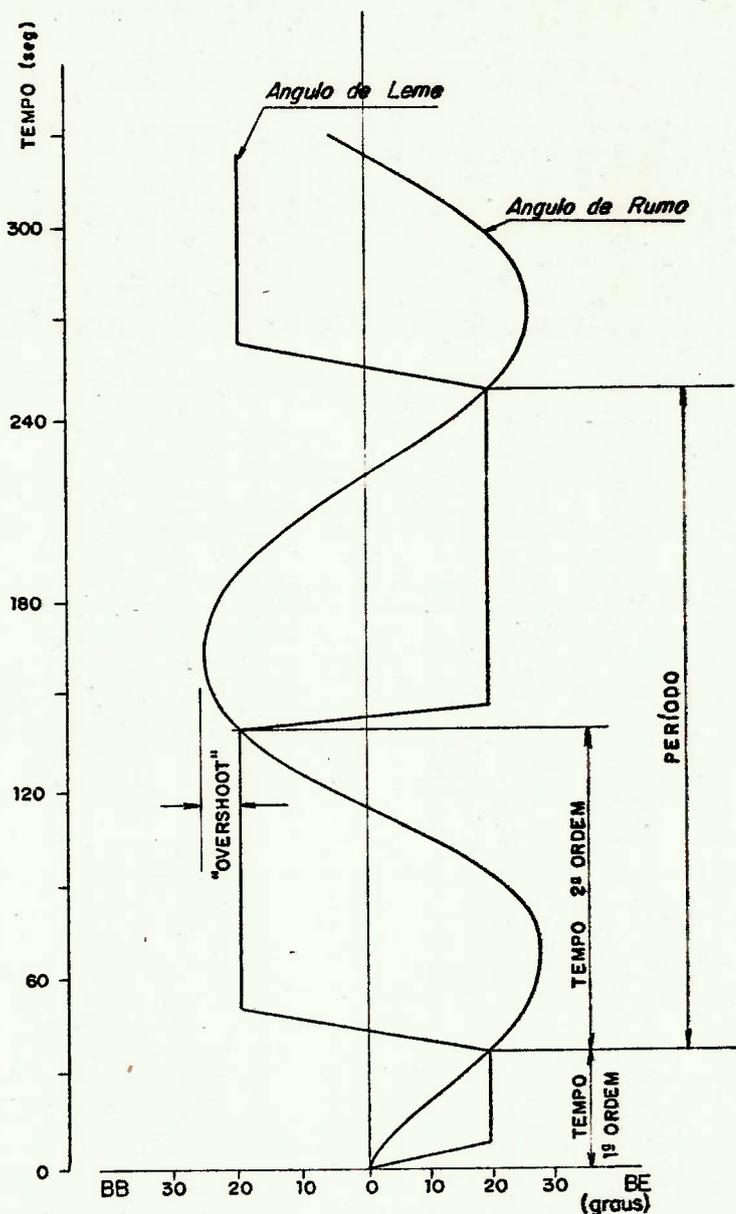


FIGURA A2.2. Parâmetros da Manobra Zig-Zag.

A2.4. Manobra Espiral

Esta manobra fornece dados quantitativos sôbre a estabilidade direcional das embarcações, permitindo avaliar a capacidade da embarcação navegar cursos retilíneos com o mínimo uso dos aparelhos de governo.

A manobra espiral convencional, consiste em determinar para cada ângulo de leme a velocidade angular de guinada assumida pela embarcação. O teste deve ser executado do seguinte modo.

Aciona-se o leme para 15°BE , por exemplo, e espera-se o tempo necessário para que a embarcação assuma uma trajetória circular com velocidade angular de guinada constante. Feito isso, diminui-se o ângulo de leme de 5° e espera-se novamente a velocidade angular atingir um novo valor constante. O procedimento deve ser repetido até que seja atingido, o ângulo de leme do primeiro acionamento no bordo oposto ao inicial, no caso exemplificado, 15°BB .

A avaliação da estabilidade direcional é realizada com o traçado do gráfico esquematizado na Figura A2.3, a seguir, onde é apresentada a velocidade angular de guinada em função do ângulo de leme. No caso a, tem-se o resultado para um navio direcionalmente estável, enquanto o caso b representa um navio direcionalmente instável. Neste último caso, quando o teste é iniciado a 15°BE , as veloci

dades angulares se mantêm positivas até mesmo para alguns ângulos de leme à bombordo. O mesmo aconteceria, à boreste, quando o teste fosse iniciado com acionamento do leme à 15°BB. Este tipo de resultado caracteriza um "loop" de histere em torno da origem, cuja altura e largura fornecem uma medida da instabilidade direcional da embarcação.

A manobra espiral invertido consiste em fixizar, ao invés do ângulo de leme, uma determinada velocidade angular e através de acionamentos sucessivos e regulares do leme fazer com que o navio mantenha esta velocidade angular constante, tal qual descrito no Capítulo 2, item 2.3 e no Capítulo 3, item 3.2.

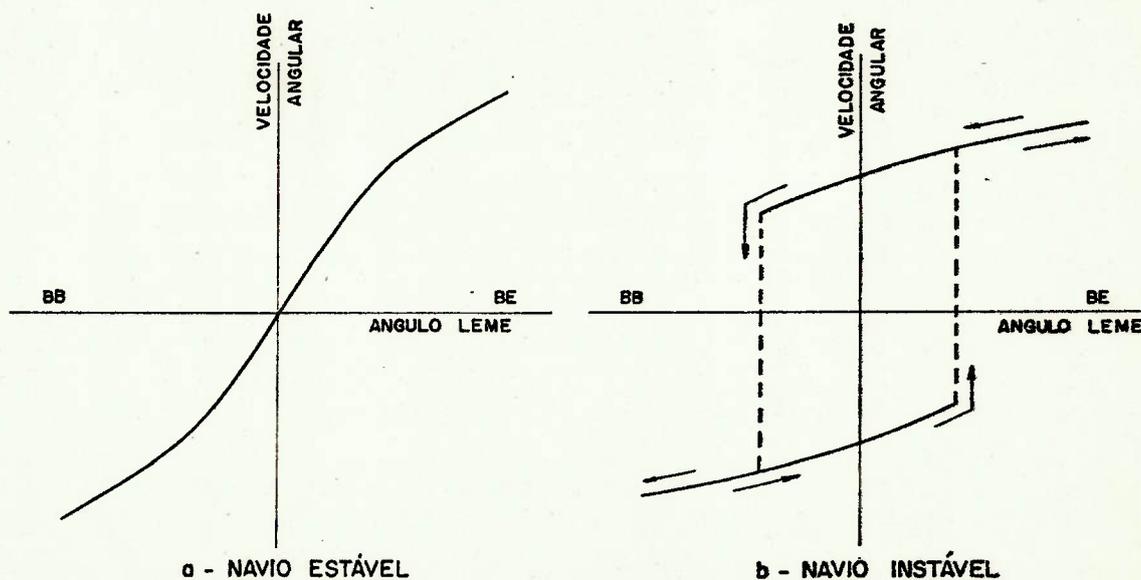


FIGURA A2.3. Resultados da Manobra Espiral.

APÊNDICE 3

ÍNDICES DE MANOBRABILIDADE

A3.1.. Definição dos Índices de Manobrabilidade

A equação diferencial do movimento de guina da dos navios, Eq. (2.52), é passível de uma maior simplificação, se considerarmos os aspectos peculiares da resposta em frequência dos navios aos acionamentos do leme. Este procedimento, conforme introduzido por Nomoto (20, 65), permite a definição dos índices de manobrabilidade K_I e T_I , largamente empregados para a análise comparativa da manobrabilidade dos navios. (ver item 5.2.5).

A partir da função de transferência $Y_N(s)$, eq. (2.51), abaixo transcrita, e considerando que o navio se comporta como um "filtro passa-baixa" aos acionamentos do leme, ou seja, embora os movimentos do leme contenham componentes harmônicos de alta frequência, a resposta do navio é muito pouco sensível a estes componentes harmônicos, respondendo sempre em movimentos de baixa frequência. Deste modo, considerando o desenvolvimento em Séries de Taylor da função de transferência $Y_N(s)$, tem-se:

$$Y_N(s) = \frac{K(1 + s T_3)}{(1 + s T_1)(1 + s T_2)} = \quad (A3.1)$$

$$= K [1 - (T_1 + T_2 - T_3)s + (T_1 + T_2 + T_1 T_2 - T_2 T_3 - T_3 T_1)s^2 + \dots]$$

(A3.2)

Deste modo, considerando apenas o primeiro harmônico, pode-se adotar a função de transferência do navio como sendo:

$$Y_N(s) = K_I (1 + T_I s) \quad (A3.3)$$

onde:

$$T_I = T_1 + T_2 - T_3 \quad (A3.4)$$

Retransformando a Eq. (A3.3.), para o domínio do tempo, obtém-se a equação diferencial simplificada do movimento de guinada dos navios:

$$T_I \ddot{\psi}(t) + \dot{\psi}(t) = K_I \delta(t) \quad (A3.5)$$

A conceituação desenvolvida permite de modo imediato associar aos índices K_I e T_I , os seguintes aspectos físicos:

- índice K_I - representa a relação entre um dado ângulo de leme e a velocidade angular de guinada resultante, associado portanto à habilidade do navio executar a manobra de giro;
- índice T_I - está associado ao tempo de resposta do navio à uma dada perturbação, ou aos acionamentos do leme; relacionando-se portanto à estabilidade direcional do navio.

A3.2. Determinação dos Índices de Manobrabilidade

A determinação dos índices de manobrabilidade de K_I e T_I pode ser realizada através da análise da manobra zig-zag. O procedimento descrito neste item, foi proposto por Nomoto (65) e é bastante empregado para análise de manobrabilidade de navios, pois permite a definição destes índices de modo quase imediato.

A Figura A3.1, a seguir, apresenta a notação utilizada:

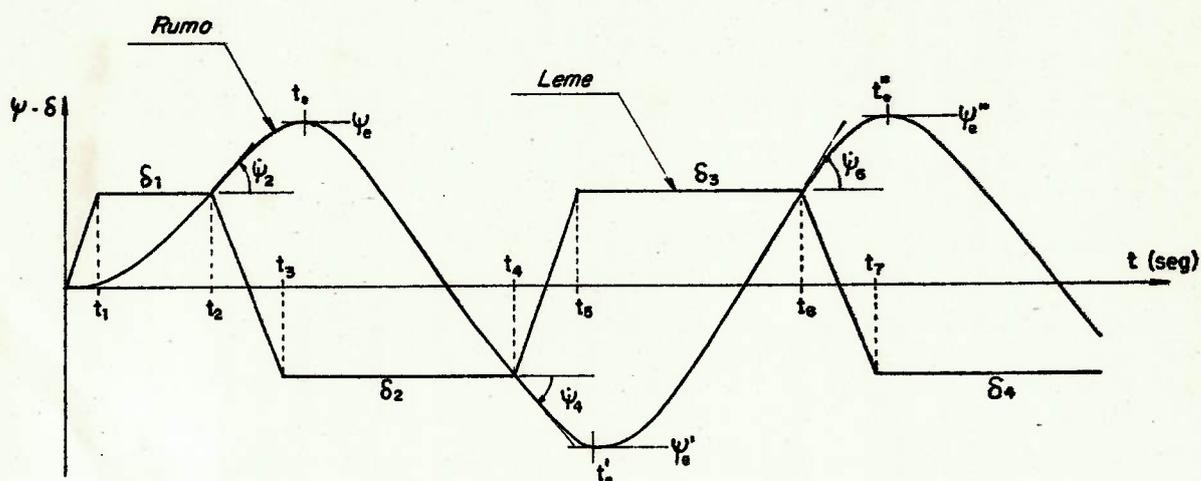


FIGURA A3.1. Simbologia para análise da manobra zig-zag.

Na equação do movimento, Eq. (A3.5), está implícito que para $\delta=0.0$, a velocidade angular deve ser nula. No entanto, devido às assimetrias do escoamento sobre o leme, ocasionadas pelo propulsor, é necessário, para navegar em linha reta, manter o leme acionado a um determinado

ângulo δ_r . Assim sendo será considerado na análise que:

$$\delta(t) = \delta_m(t) + \delta_r \quad (A3.6)$$

onde:

- $\delta_m(t)$ - ângulo de leme observado durante a manobra;
- δ_r - ângulo de leme "residual" a ser determinado na análise.

De modo, a equação (A3.5) fica:

$$T_I \frac{d\dot{\psi}(t)}{dt} + \dot{\psi}(t) = K_I \delta_m(t) + K \delta_r \quad (A3.7)$$

Integrando a equação acima, do instante $t=0$ até os instantes t_e , t'_e e t''_e obte-se: (Figura A3.1).

$$\psi_e = K_I \delta_r t_e + K_I \int_0^{t_e} \delta_m dt \quad (A3.8a)$$

$$\psi'_e = K_I \delta_r t'_e + K_I \int_0^{t'_e} \delta dt \quad (A3.8b)$$

$$\psi''_e = K_I \delta_r t''_e + K_I \int_0^{t''_e} \delta_m dt \quad (A3.8c)$$

Nas expressões acima, as integrais $\int \delta_m dt$, são facilmente determináveis a partir dos registros do ân

ângulo de leme durante a manobra zig-zag.

Resolvendo simultaneamente as equações (A3.8b) e (A3.8c) obtem-se os valores de K_I e δ_r , este K_I designado K_{68} . Substituindo o valor de δ_r na equação (A3.8a), obtem-se outro valor de K_I , designado K_4 .

De acordo com Nomoto (65) deve-se negligenciar este valor de K_4 e considerar o valor K_{68} , que corresponde a um movimento mais "estabilizado" que o valor K_4 , determinado no ciclo inicial da manobra.

A determinação dos valores correspondentes de T_I é feita integrando-se a equação (A3.7) entre os instantes $t_2 - t_e$, $t_4 - t'_e$, e $t_6 - t''_e$ obtendo-se, respectivamente as equações: (Figura A3.1)

$$T_I \dot{\psi}_2 = (\psi_e - \psi_2) - K_I \delta_r (t_e - t_2) - K_I \int_{t_2}^{t_e} \delta_m dt \quad (A3.9a)$$

$$T_I \dot{\psi}_4 = (\psi'_e - \psi_4) - K_I \delta_r (t'_e - t_4) - K_I \int_{t_4}^{t'_e} \delta_m dt \quad (A3.9b)$$

$$T_I \dot{\psi}_6 = (\psi''_e - \psi_6) - K_I \delta_r (t''_e - t_6) - K_I \int_{t_6}^{t''_e} \delta_m dt \quad (A3.9c)$$

O valor de K_4 aplicado à expressão (A3.9a) permite a determinação do parâmetro T_4 . Por outro lado, aplicando-se às equações (A3.9b) e (A3.9c) o valor de K_{68}

obtem-se dois valores para o índice T_I . O parâmetro T_{68} deve ser tomado como a média dos índices T_I assim determinados nas equações (A3.9b) e (A3.9c), e pela mesma razão que o K_{68} deve ser adotado para o T_I este valor T_{68} .

Os valores das integrais mencionadas nas equações (A3.8) e (A3.9) podem ser determinados facilmente aproximando-se por trapézios o registro dos movimentos do leme.

Convém notar que os valores de K_{68} e T_{68} , ou simplesmente K_I e T_I , assim obtidos, dependem dos valores de ângulos de rumo e ângulo de leme utilizados na manobra zig-zag, ou seja, os índices K_I e T_I dependem da intensidade de movimento gerado na manobra zig-zag. Assim sendo, deve-se associar os valores dos índices de manobrabilidade obtidos a partir da manobra zig-zag, ao valor RMS da velocidade angular durante a manobra, que é uma medida da intensidade do movimento. Este valor pode ser calculado como sendo:

$$\dot{\Psi}_{\text{rms}} \doteq 0,7 \frac{|\dot{\Psi}_4| + |\dot{\Psi}_6|}{2} \quad (\text{A3.10})$$