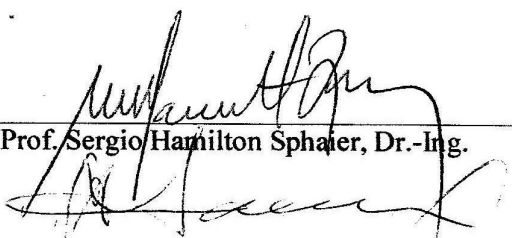


UM SIMULADOR DE MANOBRAS EM TEMPO REAL COM SISTEMA DE
POSICIONAMENTO DINÂMICO

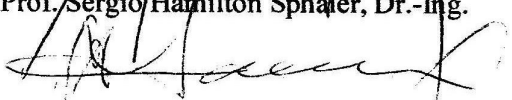
Edson Mesquita dos Santos

TESE SUBMETIDA AO CORPO DOCENTE DA COORDENAÇÃO DOS
PROGRAMAS DE PÓS-GRADUAÇÃO DE ENGENHARIA DA UNIVERSIDADE
FEDERAL DO RIO DE JANEIRO COMO PARTE DOS REQUISITOS
NECESSÁRIOS PARA A OBTENÇÃO DO GRAU DE DOUTOR EM CIÊNCIAS
EM ENGENHARIA OCEÂNICA

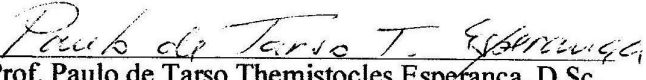
Aprovada por:



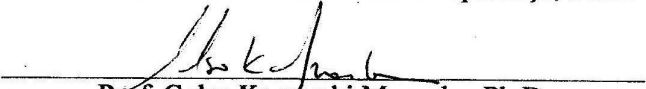
Prof. Sergio Hamilton Sphaer, Dr.-Ing.




Prof. Carlos Antonio Levi da Conceição, Ph.D.



Prof. Paulo de Tarso Themistocles Esperança, D.Sc.



Prof. Celso Kazuyuki Morooka, Ph.D.



Prof. Helio Mitio Morishita, D.Sc.

RIO DE JANEIRO, RJ – BRASIL

NOVEMBRO DE 2005

DOS SANTOS, EDSON MESQUITA

Um simulador de manobras em tempo real com sistema de posicionamento dinâmico [Rio de Janeiro] 2005.

XXIX, 223p. 29,7 cm (COPPE/UFRJ D.Sc., Engenharia Oceânica, 2005).

Tese – Universidade Federal do Rio de Janeiro, COPPE.

1. Manobrabilidade do navio.

I. COPPE/UFRJ II. Título (série).

Dedicatória

Para Lílian e Liliane.

Agradecimentos

Ao Professor Sergio Hamilton Sphaier pelo apoio e orientação no desenvolvimento desse trabalho.

Aos amigos Anselmo Carvalho Pontes e Ricardo Wright Pieren, que, através da empresa Symmetry, permitiram acompanhar na prática de dia a dia os principais problemas e necessidades para a área de controle e posicionamento de navios.

Resumo da Tese apresentada à COPPE/UFRJ como parte dos requisitos necessários para a obtenção do grau de Doutor em Ciências (D.Sc.)

UM SIMULADOR DE MANOBRAS EM TEMPO REAL COM SISTEMA DE POSICIONAMENTO DINÂMICO

Edson Mesquita dos Santos

Novembro/2005

Orientador: Sergio Hamilton Sphaier

Programa: Engenharia Oceânica

Este trabalho apresenta um sistema de posicionamento dinâmico baseado em um observador passivo não linear e na técnica de controle “backstepping”. Tanto o observador quanto a lei de controle foram construídos a partir de modelos matemáticos de simuladores de manobras de navio para aplicações em tempo real.

O sistema foi avaliado em um modelo matemático de rebocador de apoio marítimo com limitados dispositivos de controle. O sucesso verificado, em função dos resultados obtidos em diferentes condições de manobra, demonstra que o sistema desenvolvido se constitui numa poderosa ferramenta para análise de problemas associados ao controle marítimo em tempo real.

Abstract of Thesis presented to COPPE/UFRJ as a partial fulfillment of the requirements for the degree of Doctor of Science (D.Sc.)

REAL TIME SHIP MANEUVERING SIMULATOR WITH DYNAMIC
POSITIONING SYSTEM

Edson Mesquita dos Santos

November/2005

Advisor: Sergio Hamilton Sphaier

Department: Ocean Engineering

This work presents a dynamic position control system based on a passive nonlinear observer and backstepping control law. The observer and control law were built based on ship maneuvering mathematical models for real time applications.

The system was evaluated using realistic ship simulation model of a supply boat with lower limitations in control devices. The results achieved were successful for automatic maneuver operations and indicate that the system can constitute a powerful tool to investigate real time problems in marine control.

Lista de Símbolos

Alfabeto Romano

A	Matriz de estado.
A_{wi}	Amplitudes de componentes de ondas.
A_R	Área do leme.
A_1	Matriz associada às forças de restauração do observador.
A_2	Matriz associada às forças de amortecimento do observador.
a_1, a_3 e a_6	Componentes da matriz A_1 .
a_2, a_4, a_5, a_7, a_8	Componentes da matriz A_2 .
b_1, b_2, b_3, b_4, b_5	Componentes da matriz B .
a_{p1}, a_{p2}, a_{p3}	Coefficientes do momento induzido pela força de propulsão.
$a_{Ri}, i = 1..6$	Coefficientes do momento induzido pelo leme.
B	Matriz de entrada de controle.
b_0, b_1, b_2	Constantes positivas de valor desconhecido.
b_{p1}, b_{p2}, b_{p3}	Coefficientes transversais da força de propulsão.

$b_{Ri}, i = 1...6$	Coeficientes da força transversal do leme.
c_{p1}, c_{p2}, c_{p3}	Coeficientes longitudinais da força de propulsão.
C	Matriz de saída de controle.
C_1 e C_z	Matriz de ganhos “backstepping”.
$C(v)$	Matriz das forças centrípetas e de coriolis.
C_{xw}	Coeficiente da força do vento em surge (adimensional).
C_{yw}	Coeficiente da força do vento em yaw (adimensional).
C_{Nw}	Coeficiente do momento induzido pelo vento em yaw (adimensional).
$c_i, i = 1, \dots, 6$	Ganhos “backstepping”.
cr	Distância ao centro de rotação.
c_{R1}, c_{R2}, c_{R3}	Coeficientes da força de arraste do leme.
D	Matriz de transmissão direta.
D	Domínio de uma função.
D_1 e D_z	Matriz de ganhos “backstepping”
D_p	Diâmetro do propulsor.
$D(v)$	Matriz que descreve os amortecimentos hidrodinâmicos.
$d_i, i = 1, \dots, 6$	Ganhos “backstepping”.

E_z	Matriz contendo rotinas internas do controle “backstepping”.
f	Função.
F'_N	Força adimensional normal ao plano diametral à superfície do leme.
F_u, F_v	Componentes das forças externas resultantes no sistema solidário.
F_x, F_y	Componentes das forças externas resultantes no sistema inercial.
G_1	Matriz arbitrária positivo definida.
g_i	Componentes da matriz G_1 .
$g(t)$	Função resposta a um impulso do sistema.
H	Matriz hamiltoniana.
I	Matriz identidade.
I_G	Momento de inércia em relação ao centro de gravidade do navio.
I_p	Momento de inércia do propulsor, eixo e inércia hidrodinâmica adicional.
J	Coefficiente de avanço do propulsor.
$J(y)$	Matriz de rotação tendo como referência um ângulo medido de rumo.
K	Matriz de ganho do observador.
K_p	Ganho proporcional.

K_Q	Coeficiente de torque do propulsor.
k_a	Coeficiente de torque disponível da máquina.
k_b	Coeficiente de torque de frenagem da máquina.
$k_{pi}, i = 1,2,3$	Constantes de empuxo do propulsor determinadas em túneis de cavitação ou série de modelos.
$k_{qi}, i = 1,2,3$	Constantes de torque do propulsor determinadas em túneis de cavitação ou série de modelos.
k_R	Constante proporcional ao erro do leme.
K_1 e K_2	Matrizes de ganhos de projeto do observador.
$k_i, i = 1, \dots, 9$	Ganhos componentes da matriz K_1 .
$k_i, i = 10, \dots, 18$	Ganhos componentes da matriz K_2 .
K_T	Coeficiente de empuxo do propulsor.
L_{pp}	Comprimento entre perpendiculares.
M	Matriz de inércia do navio.
M_{rb}	Matriz de inércia de um corpo rígido.
M_a	Matriz de inércia adicional.
m	Massa do navio.

$Mult$	Multiplicador de ajuste de passo.
$M_{ap1,2,3}$	Multiplicadores de ajuste de passo dos coeficientes a_{p1}, a_{p2}, a_{p3} .
$M_{bp1,2,3}$	Multiplicadores de ajuste de passo dos coeficientes b_{p1}, b_{p2}, b_{p3} .
$M_{cp1,2,3}$	Multiplicadores de ajuste de passo dos coeficientes c_{p1}, c_{p2}, c_{p3} .
n	Rotação do propulsor.
n_c	Rotação comandada.
n_i	Rotação no $i^{\text{ésimo}}$ tempo de iteração.
\dot{n}	Variação da rotação do propulsor no tempo.
N_{AD}	Termos adicionais de momento devido ao amortecimento viscoso que podem ser incluídos em função de observações ou resultados experimentais.
N_D	Momento devido ao amortecimento viscoso
N_E	Momento em yaw das forças externas.
$N_{E,G}$	Momento em yaw das forças externas em relação ao centro gravidade.
N_{HYD}	Momento em yaw devido à velocidade relativa entre o fluido e o navio.
N_{PROP}	Momento em yaw devido aos propulsores.

N_{RUD}	Momento em yaw devido à ação do leme.
N_{THR}	Momento em yaw devido aos propulsores de proa, popa e azimutais.
N_{WAV}	Momento em yaw devido à ação de ondas.
N_{WIND}	Momento em yaw devido à resistência do vento.
N_{wing}	Momento induzido pela força de sustentação transversal.
N_v	Derivada parcial de N_{HYD} com relação à v .
N_{vv}	Derivada parcial de N_{HYD} com relação à v^2 .
$N_{\dot{r}}$	Derivada parcial de N_{HYD} com relação à \dot{r} , inércia adicional.
N_r	Derivada parcial de N_{HYD} com relação à r .
N_{rr}	Derivada parcial de N_{HYD} com relação à r^2 .
$N_{r,r}$	Componente linearizada do momento N_{HYD} em função de r .
$N_{r,ur}^*$	Componente linearizada do momento N_{HYD} em função de r , considerando a velocidade de avanço na sua dimensionalização.
N_{v,vu_0}^*	Componente linearizada do momento N_{HYD} em função de v , considerando a velocidade de avanço na sua dimensionalização.

$N_r^* r u_0$	Componente linearizada do momento N_{HYD} em função de r , considerando a velocidade resultante relativa na sua dimensionalização.
$N_{vvr}^* v^2 r / u_0$	Componente do momento N_{HYD} dependente dos termos cruzados de v^2 com r , considerando a velocidade resultante relativa na sua dimensionalização.
$N_{rvv}^* r^2 v / u_0$	Componente do momento N_{HYD} dependente dos termos cruzados de r^2 com v , considerando a velocidade resultante relativa na sua dimensionalização.
$N_{vvv}^* v^3 / u_0$	Componente da força N_{HYD} dependente de v^3 , considerando a velocidade resultante relativa na sua dimensionalização.
$N_{rrr}^* r^3 / u_0$	Componente da força N_{HYD} dependente de r^3 , considerando a velocidade resultante relativa na sua dimensionalização.
P	Passo do propulsor.
P_{\max}	Passo máximo do propulsor.
P_1 e P_2	Matrizes arbitrárias de ganhos de projeto do observador.
Q_p	Torque do propulsor
Q_0	Torque atual, ou corrente, do propulsor.
Q_m	Torque do motor ou da máquina.

Q_1 e Q_2	Matrizes de ganhos de projeto do observador.
q_1, q_2, q_3	Coefficientes de torque da máquina.
R	Razão entre o passo máximo e o atual.
\Re	Conjunto dos números reais.
$R(\psi)$	Matriz de rotação.
r	Velocidade em yaw ou razão de guinada.
\dot{r}	Aceleração em yaw.
r_G	Vetor posição do centro de gravidade.
S	Matriz skew-simétrica.
S_I	Matriz de rotinas internas do controle “backstepping”.
T	Força de empuxo do propulsor.
T_{jk}^{ic}, T_{jk}^{is}	Funções transferência de segunda ordem.
t	Tempo
U	Vetor de entrada de controle.
U_G	Velocidade resultante absoluta do centro de gravidade.
U_x, U_y	Velocidades lineares absolutas do navio.
\dot{U}_x, \dot{U}_y	Acelerações absolutas do navio.

u_c, v_c	Velocidades médias de correntes longitudinal e transversal.
u	Velocidade relativa longitudinal do navio, $u = u_f - u_c$.
u_0	Velocidade resultante relativa, $u_0 = \sqrt{u^2 + v^2}$.
u_f, v_f	Velocidades lineares do navio no referencial solidário ao corpo.
u_p	Velocidade de avanço do propulsor, ou velocidade da correnteza projetada na entrada do propulsor.
u_r	Velocidade incidente sobre o leme.
u_{wind}	Velocidade relativa do vento.
$u(t)$	Entrada de controle.
\dot{u}, \dot{v}	Acelerações no referencial solidário ao navio.
$V(0)$	Energia armazenada em um instante inicial.
$V(T)$	Energia armazenada em um período T .
$V(x)$	Função escalar que define a “pseudo energia” de um sistema.
$V_{controle}$	Energia armazenada no sistema de controle.
V_1, V_2	Energia armazenada nos passos “backstepping” 1 e 2.
V_{obs}	Energia armazenada no observador.

V_{curr}	Velocidade absoluta da corrente.
V_{obs}	Função escalar que define a “pseudo energia” do observador.
v	Velocidade relativa transversal do navio, $v = v_f - v_c$.
V_{wind}	Velocidade absoluta do vento.
$W(x_1)$	Matriz de estado arbitrária positivo definida.
$W_{\bar{\eta}}$	Matriz contendo rotinas internas de controle “backstepping”.
W_u e W_v	Matrizes de pesos para fins de controle.
x, y	Posição no sistema referencial de coordenadas solidário ao navio.
x_0, y_0	Posição no sistema referencial de coordenadas inercial.
x_d, y_d	Posição desejada no sistema referencial de coordenadas inercial.
x_e	Posição de equilíbrio.
x_{G0}, y_{G0}, z_{G0}	Posição do centro de gravidade no referencial absoluto.
x_R	Distância do leme ao centro geométrico do navio.
$x(t), x_1, x_2$	Estado do sistema.
$\hat{x}(t)$	Estimativa de estado ou estado estimado.

X_{AD}, Y_{AD}	Termos adicionais de forças de amortecimento viscoso que podem ser incluídos em função de observações ou resultados experimentais.
X_D, Y_D	Forças de amortecimento viscoso.
X_{HYD}, Y_{HYD}	Forças devidas à velocidade relativa entre o fluido e o navio.
X_{PROP}, Y_{PROP}	Forças devidas aos propulsores.
X_{RUD}, Y_{RUD}	Forças devidas ao leme.
X_{THR}, Y_{THR}	Forças devidas aos impelidores de proa e popa e azimutais.
X_{WAV}, Y_{WAV}	Forças devido às ondas incidentes.
X_{WIND}, Y_{WIND}	Forças devido à resistência do vento.
X_u	Derivada parcial de X_{HYD} com relação à u .
X_{uu}	Derivada parcial de X_{HYD} com relação à u^2 .
$X_{uu}u u_0 $	Força de resistência ao avanço, dimensionalizada em função da velocidade resultante relativa.
X_{vr}	Derivada parcial de X_{HYD} com relação aos termos cruzados vr .
X_{vv}	Derivada parcial de X_{HYD} com relação à v^2 .
$X_{\dot{u}}$	Derivada parcial de X_{HYD} com relação à aceleração \dot{u} .

$X_{\dot{v}}$	Derivada parcial de X_{HYD} com relação à aceleração \dot{v} .
$X_{\dot{r}}$	Derivada parcial de X_{HYD} com relação à aceleração \dot{r} .
x_G, y_G, z_G	Posição do centro de gravidade no referencial solidário ao navio.
Y_{wing}	Força de sustentação transversal.
Y_v	Derivada parcial de Y_{HYD} com relação à aceleração v .
Y_{vv}	Derivada parcial de Y_{HYD} com relação à aceleração v^2 .
$Y_{\dot{v}}$	Derivada parcial de Y_{HYD} com relação à aceleração \dot{v} .
$Y_{\dot{r}}$	Derivada parcial de Y_{HYD} com relação à aceleração \dot{r} .
Y_r	Derivada parcial de Y_{HYD} com relação à aceleração r .
$Y_{v\beta}$	Componente linearizada da força Y_{HYD} em função de β .
Y_{vuv}^*	Componente linearizada da força Y_{HYD} em função de β , considerando a velocidade de avanço na sua dimensionalização.
$Y_{vru_0}^*$	Componente linearizada da força Y_{HYD} em função de β , considerando a velocidade resultante relativa na sua dimensionalização.
$Y_{rru_0}^*$	Componente linearizada da força Y_{HYD} em função de r , considerando a velocidade resultante relativa na sua dimensionalização.

$Y_{vvr}^* v^2 r / u_0$	Componente da força Y_{HYD} dependente dos termos cruzados de v^2 com r , considerando a velocidade resultante relativa na sua dimensionalização.
$Y_{rvv}^* r^2 v / u_0$	Componente da força Y_{HYD} dependente dos termos cruzados de r^2 com v , considerando a velocidade resultante relativa na sua dimensionalização.
$Y_{vvv}^* v^3 / u_0$	Componente da força Y_{HYD} dependente de v^3 , considerando a velocidade resultante relativa na sua dimensionalização.
$Y_{rrr}^* r^3 / u_0$	Componente da força Y_{HYD} dependente de r^3 , considerando a velocidade resultante relativa na sua dimensionalização.
$y(t)$	Saída do sistema.
$\hat{y}(t)$	Estimativa de saída ou saída estimada.
Z_1, Z_2	Vetor de estado “backstepping”.
$z_i, i = 1, \dots, 6$	Estados “backstepping”.

Alfabeto Grego

α	Ângulo de ataque.
α_l	Vetor que contém as funções de estabilização.
α_i	Função de estabilização.

$\alpha_{i,j}, i = 2,4,6$	
$j = 1,2,3$	Função de rotinas internas do controle “backstepping”.
α_p	Azimute do propulsor.
β	Ângulo de deriva, ângulo de ataque do casco em yaw.
β_c	Direção da corrente.
γ	Diferença entre o rumo do vento e o rumo do navio.
δ	Ângulo do leme.
Δ	Incremento de uma variável.
ε_i	Ângulo de fase de componentes de ondas.
$\phi(x)$	Função de transformação de estado.
$\phi_{i,j}, i = 2,4,6$	
$j = 1,2,3$	Função de rotinas internas do controle “backstepping”.
ρ	Densidade da água.
$\rho_{i\min}, \rho_{i\max}$	Taxa de variação de força dos atuadores
ρ_{WIND}	Densidade do ar.
λ	Razão de aspecto do leme.
v	Vetor velocidade do navio no referencial solidário ao corpo.
η	Vetor posição medido no referencial inercial.

τ	Vetor das forças externas associadas às entradas de controle.
$\tau_i, i = 1, \dots, 3$	Vetor das forças externas associadas às entradas de controle em surge, sway e yaw, respectivamente.
τ_{env}	Vetor das forças ambientais atuando sobre o navio.
τ_{thr}	Vetor das forças do sistema de propulsão.
ψ	Ângulo de yaw da embarcação.
ψ_w	Direção absoluta do vento.
$\dot{\psi}$	Velocidade em yaw, ou razão de guinada (r).
$\ddot{\psi}$	Aceleração em yaw.
ξ	Vetor para “controle virtual” backstepping.
$\xi_i, i = 1, \dots, 3$	Controles virtuais “backstepping”.
ω	Velocidade angular.
ω_i	Frequência de componentes de ondas.
$\omega_{i,j}, i = 2, 4, 6$ $j = 1, 2, 3$	Função de rotinas internas do controle “backstepping”.
Ω	Argumento mínimo.
Ω_1, Ω_2	Matrizes de controle “backstepping”

Simbologia especial

\dagger	(Sobrescrito) Pseudo inversa.
\wedge	(Sobre a variável) Valor estimado.
\sim	(Sobre a variável) Erro, diferença.
\cdot	Valor linearizado.
$\dot{\cdot}$	Derivada em relação ao tempo.
$\ddot{\cdot}$	Derivada de segunda ordem em relação ao tempo.
max,min	(Subscritos) Valores máximos e mínimos.
T	(Sobrescrito) Transposição.
d	(Subscrito) Valor desejado.
\int	Função integral.
∂	Derivada parcial.

Lista de Abreviaturas

ARE	Algebraic Riccati Equation
BIBO	Bounded Input Bounded Output
CAORF	Computed Aided Operation Research Facility
CPP	Controllable Pitch Propeller
DGPS	Differential Global Positioning System
DPS	Dynamic Positioning System
FPP	Fixed Pitch Propeller
IMO	International Maritime Organization
ITTC	International Towing Tank Conference
MIMO	Multiple Input Multiple Output
OCIMF	Oil Companies International Maritime Forum
PD	Proporcional Derivativo
PID	Proporcional Integral Derivativo
RAO	Response Amplitude Operator
rps	Rotação por Segundo
SISO	Single Input Single Output
TPB	Tonelagem de Porte Bruto

Índice

Introdução

1 – A motivação para a tese.....	1
2 – Módulos Básicos de um Sistema DP.....	3
3 – A Origem da Tese.....	6
4 – A Motivação para o Emprego de um Controle Não Linear.....	6
5 – A Motivação para o Emprego da Técnica de “Backstepping”	7
6 – A Contribuição da Tese.....	8
7 – A Organização do Texto.....	9

Capítulo I – Revisão: Histórico–Bibliográfica

I.1 – A Teoria de Controle com Realimentação – O Início.....	11
I.2 – O Controle com Realimentação com Análises no Domínio da Frequência.....	13
I.3 – Sistemas de Navegação.....	14
I.4 – A Influência das Grandes Guerras.....	15
I.5 - O Controle com Realimentação Utilizando Processos Estocásticos: O Início.....	16
I.6 - A Era Espacial e os Computadores: O Retorno ao Domínio do Tempo.....	16

I.7 - O Controle Ótimo e Observadores ou Estimadores.....	17
I.8 - O Renascimento do Domínio da Frequência e Controles Robustos.....	20
I.9 - Ferramentas de Projeto para Controle Não-Linear:	
Modo Deslizante e “Backstepping”.....	21
I.10 - Controle por Redes Neurais Artificiais.....	22
I.11 - Sistemas de Posicionamento Dinâmico em Navios.....	22
I.12 - O Controle de Trajetórias e a Inclusão da Manobrabilidade	
do navio.....	27
I.13 – Simuladores de Manobra do Navio.....	27
I.14 - Integração de Simuladores de Manobra do Navio com	
Sistemas de Posicionamento Dinâmico.....	34

Capítulo II – O Modelo Matemático de Manobra do Navio

II.1 – Equação de Movimento.....	36
II.2 –As Forças de Manobra.....	41
II.3 – Expressões das Forças de Manobra.....	44
II.4 – Forças Induzidas pelo Sistema de Propulsão.....	49
II.4.1 – Propulsor de Passo Fixo.....	50
II.4.2 – Propulsor de Passo Controlável.....	52
II.5 - O Modelo Matemático da Máquina.....	54
II.5.1 – A Realimentação em Malha Fechada.....	55
II.6 – Forças Induzidas pelo Leme.....	58
II.6.1 – A Máquina do Leme.....	61

Capítulo III – O Modelo das Forças Ambientais

III.1 – A Força do Vento.....	62
III.1.1 – Representação dos coeficientes de força do vento por séries de Fourier.....	64
III.2 - A Força de Corrente.....	65
III.3 - A Força Devida às Ondas.....	66

Capítulo IV – O Observador.

IV.1 – Análise de Sistemas de Estados e Observadores.....	69
IV.2 – O Conceito de Estabilidade Segundo Lyapunov.....	73
IV.2.1 – A Estabilidade de Lyapunov para Sistemas Autônomos.....	73
IV.2.2 - A Estabilidade de Lyapunov para Sistemas Não-Autônomos.....	74
IV.3 – O Observador em Sistemas de Posicionamento Dinâmico.....	75
IV.4 – Um Observador Determinístico Não Linear para Sistemas de Posicionamento Dinâmico.....	77
IV.5 – O Desenvolvimento do Modelo do Observador.....	80
IV.6 – O Modelo Matemático do Observador.....	81
IV.7 – As Propriedades de Passividades e Limitação.....	84
IV.7.1 – A Propriedade de Passividade.....	85
IV.7.2 – A Propriedade de Limitação (“boundedness”).....	87
IV.8 - O Projeto do Observador.....	88
IV.9 – A Escolha da Função de Controle de Lyapunov.....	91
IV.10 - A Análise de Estabilidade do Observador	92
IV.11 - A Determinação dos Ganhos do Observador.....	93

Capítulo V - A Lei de Controle e a Técnica de “Backstepping”

V.1 – O Integrador “Backstepping”.....	99
V.2 – A Transformação de Coordenadas“Backstepping”.....	106
V.3 - Aspectos a Serem bservados.....	106
V.4 - Verificação da Implementação das Rotinas “Backstepping”.....	108
V.5 - Explorando as “Boas” Não Linearidades.....	109
V.6 - A Aplicação da Técnica de “backstepping” no Navio e o Emprego de Simuladores de Manobra.....	109
V.7 – Os Preparativos para Implementação da Técnica “Backstepping”.....	111
V.8 - O Processo Backstepping Aplicado ao Navio.....	113
V.8.1 - Passo 1: O Controle Virtual.....	113
V.8.2 – Passo 2: A Lei de Controle.....	117
V.8.3 – A Função de Controle de Lyapunov Escolhida.....	120
V.8.4 - A Determinação da Lei de Controle na Direção Norte-Sul.....	123
V.8.5 - A Determinação da Lei de Controle na Direção Leste-Oeste.....	125
V.8.6 - A Determinação da Lei de Controle do Rumo.....	127
V.16 - A Lei de Controle Resultante... ..	130
V.17 A Estabilidade do Sistema.....	130

Capítulo VI - A Alocação de Forças

VI.1 – O problema de Alocação de Forças.....	135
VI-2 A Otimização na Alocação de Controle.....	140
VI.3 - Métodos de Otimização na Alocação de Controle - A Norma l_p	141
VI.4 – Alocação de Forças de Propulsores no Navio.....	145
VI.4.1 – Notações e Definições.....	146
VI.4.2 – Aplicação ao Navio.....	147
VI.4.3 – Alocação Ótima dos Propulsores.....	149
VI.5 -A Viabilidade do Controle para Uso em Tempo Real.....	150

Capítulo VII - Resultados Análises e Observações

VII.1 – Características do Navio Tipo.....	153
VII.1.1 – Coeficientes hidrodinâmicos do casco, $u \geq 0$	153
VII.1.2 – Coeficientes hidrodinâmicos do casco, $u < 0$	154
VII.1.3 –Força Propulsiva.....	155
VII.2 – O Processo de Condução.....	156
VII.3 – Estudo 1: Movimento sem Inclusão de Ruídos.....	158
VII.4 – Estudo 2: Movimento do Navio com Sinal DGPS.....	164
VII.5 – Estudo 3: Manutenção de Posição.....	175
VII.6 – Estudo 4: Grandes Variações de Aproamento.....	181
VII.7 – Estudo 5: Ação do Vento.....	187
VII.8 – Estudo 6: Ação de Correntes Marítimas.....	193

Conclusão	199
Anexo I	
Equação Algébrica de Riccati.....	201
Bibliografia	208

Introdução

1 – A Motivação para a Tese

A tecnologia computacional tem experimentado um grande desenvolvimento nos últimos anos permitindo que a análise de problemas de relativa complexidade do mundo real possa ser feita através do emprego de simuladores. Na área naval, os simuladores de manobra que foram empregados inicialmente para atender um objetivo específico, hoje servem para uma variedade de tarefas que incluem do treinamento de marítimos a projetos de navios (determinação de suas capacidades de manobra; arranjo de passadiço, formato dos equipamentos de bordo, etc.); projeto de portos; terminais; bacias de evolução e canais com seus respectivos procedimentos operacionais; posicionamentos de auxílio à navegação (bóias, balizas, faróis, etc.); investigação de acidentes marítimos; dimensionamento de rebocadores; etc. Como exemplo da viabilidade e diversificação do emprego de simuladores de manobra de navios, nos dias de hoje, destaca-se o trabalho de Webb [1], nos Estados Unidos, onde, para fins de redução de custos federais, um simulador de manobras de navios é empregado em estudos que resultem na definição de áreas de dragagem e aterramento.

Paralelamente ao desenvolvimento da tecnologia computacional deu-se a evolução de sistemas de navegação por satélite, com baixos custos, viabilizando economicamente seus empregos em sistemas automáticos de controle para fins de manutenção de posição e trajetória em operações “off-shore”. Esses sistemas de controle passaram a ser conhecidos como sistemas de posicionamento dinâmico (DP –

Dynamic Positioning), que por definição são sistemas que controlam automaticamente a posição e o aproamento de uma embarcação por meio de propulsão ativa [2].

O emprego de sistemas de posicionamento dinâmico não se limitou a uma condição estacionária nem tampouco às águas profundas. Atualmente, existem sistemas de atracação automática de navios em portos, manutenção de posição em fundeadouros e canais, gerador automático de trajetórias, sistemas de dragagem automáticos, perfuração e produção, sistemas de combate a incêndio, dragagem, prospecção, operação com cabos e redes submarinas, etc.

Esta larga diversidade de tarefas também é associada a um grande número de tipos de embarcação: rebocadores, barcas, navios tanque, navios passageiros e contêineres, plataformas semi-submersíveis, embarcações não classificadas, etc. Isto faz com que a pesquisa e otimização de sistemas DP se tornem um desafio constante.

Atualmente, dispositivos automáticos de controle de posição passaram a constituir parte integrante do passadiço de novas embarcações, fato observado nas últimas aquisições de navios para a Petrobras. Com isto, os simuladores de manobra de navios, outrora apenas dotados de controles convencionais, passaram a ter a necessidade de incluir também sistemas DP.

A necessidade do desenvolvimento de um novo módulo de controle para posicionamento dinâmico para ser integrado ao simulador de manobras da Marinha do Brasil, instalado no Centro de Instrução Almirante Graça Aranha, constituiu a origem e motivação do presente trabalho. Em virtude do conhecimento das propriedades e particularidades deste simulador de manobras, cujo modelo matemático vem sendo estudado desde 1992, procurou-se desenvolver um projeto de sistema DP, que pudesse

explorar suas potencialidades, aproveitando os modelos e coeficientes de casco, propulsor, leme e máquinas, já testados e validados.

2 - Módulos Básicos de um Sistema DP

Um sistema DP é, constituído basicamente dos seguintes subsistemas [112]:

- Sistema de sensoriamento;
- Sistema de estima ou observação das posições do navio;
- Sistema de controle;
- Sistema de alocação de forças de empuxo;
- Sistema de potência;
- Sistema de referências de posição.

Na Figura 1, abaixo, temos o diagrama de blocos de um sistema DP [112].

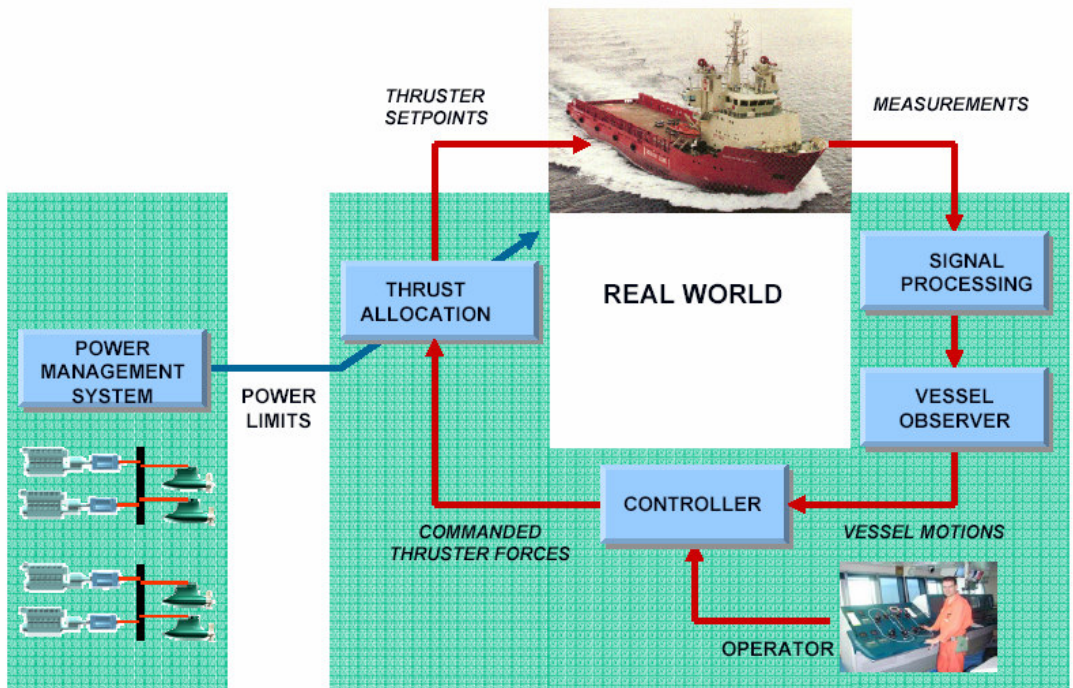


Figura 1 – Diagrama de Blocos de um sistema DP

O sistema de sensoriamento é composto por equipamentos (sensores) responsáveis por analisar e verificar as informações necessárias para que a embarcação possa ser mantida em uma condição de referência de posição desejada. Os sinais mais importantes, naturalmente, são os que medem a posição e o rumo da embarcação no plano horizontal. Existem diversas tecnologias empregadas para essa finalidade como a agulha giroscópica, os sistemas de navegação satélite, sistemas de referência Hidroacústicos, acelerômetros, radares por microondas, etc. Em geral sistemas de posicionamento dinâmico possuem redundância de sensores, valendo-se disto para obter maior confiabilidade e precisão.

Existem também sensores para as medições das condições ambientais. A medição do vento é feita por anemômetros (direção e velocidade), o sistema de controle utiliza

esses dados para estimar as forças de baixa frequência devido aos ventos e contrabalançá-las com os diretamente através dos propulsores. Essa compensação direta, nos sistemas comercialmente disponíveis, é feita apenas para o vento, para corrente e ondas ainda é necessário que o navio saia de uma posição desejada em função da ação dessas forças, para se fazer compensação. Isto se deve ao fato de não se ter tecnologia bem confiável para as medições de ondas e correntes.

Os observadores de estado são responsáveis por filtrar os erros de posição e reconstruir os estados não medidos do sistema. A técnica dos observadores de estado consiste em desenvolver um modelo matemático para o sistema em análise e comparar a estimativa da saída com a saída medida, a diferença entre os dois sinais presentes resulta em um resíduo que é utilizado para análise. Os observadores de estado mais empregados são os probabilísticos, mas também são empregados modelos determinísticos e os de aprendizagem pro meio de redes neurais.

O sistema de controle é a unidade lógica computacional que determina a ação de controle necessária para manter o navio em uma referência de posição ou trajetória desejada.

O sistema de alocação de empuxo é um algoritmo responsável pela distribuição das forças de comando pelos propulsores, de forma a minimizar o consumo de potência, otimizar o consumo de combustível, evitar saturação dos propulsores e compensar as forças em caso de falha de algum propulsor.

O sistema de potência é o responsável por fornecer energia aos propulsores. Existem diferentes tipos de equipamentos para esta finalidade, destacando-se os com características diesel-elétricas e os motores diesel (propulsor principal).

O sistema de referência de posição é um módulo de interface entre o sistema de controle e o operador, podendo ser automático, de trajetória, de alinhamento com forças ambientais, manuais, etc. No modo automático as posições e rumo são mantidos próximos aos valores desejados, sem a interferência do operador. No modo trajetória a embarcação é mantida em uma trajetória pré-determinada. No modo de alinhamento com as forças ambientais o rumo é mantido próximo ao valor da resultante das forças ambientais de forma a ter uma menor solicitação dos propulsores. No modo manual o operador controla por meio de um “joystick” os valores de rumo e posição da embarcação.

3 – A Origem da Tese

Grande parte das operações de manobra empregando sistemas de controle de posicionamento de navios ocorre em baixas velocidades. Para esta condição existem poucos resultados experimentais ou provas de mar. Em função da experiência adquirida em simuladores de manobra de navios e do conhecimento do seu modelo matemático poder-se-ia construir um observador de estado e uma lei de controle que pudessem vir a serem aproveitados para problemas do mundo real.

4 – A Motivação Para Emprego de um Controle Não Linear

Até meados dos anos de 1980, na maioria dos sistemas de controle industriais era empregado um método de controle linear, sendo que a teoria não linear era restrita ao campo de pesquisas acadêmicas [32]. Recentemente desenvolvimentos no campo não

linear, mostraram-se muito atrativos para implementações industriais, que também passaram a ser adotados na tecnologia naval. A razão desta preferência em relação aos tradicionais métodos lineares se deve principalmente a:

1. Algoritmos de controle simplificados: O simples fato de não se linearizar o sistema em diferentes pontos, e com isto se evitar todas as metodologias de ganhos a ele associados, permite que os algoritmos de programação sejam mais curtos e menos complexos em sua lógica de manuseio e com isto reduz-se probabilidade de erros de programação [42].
2. Custo efetivo: Em consequência do apresentado no item 1 o tempo de programação também é reduzido e, além disto, as técnicas de ajuste de ganhos são mais intuitivas e conseqüentemente mais simples. Como consequência o tempo gasto no serviço de implementação, nos ajustes e testes são reduzidos.
3. Desempenho e robustez: A linearização é sempre uma aproximação do sistema original não linear. Controladores não lineares podem possuir um melhor desempenho já que sua estabilidade pode ser explorada a partir da inclusão de termos não lineares, como verificado em trabalhos como os de Lin e Kanellakopoulos [3].

5 – A Motivação Para o Emprego da Técnica de “Backstepping”

As equações da dinâmica do navio são descritas essencialmente por equações de movimento de um corpo rígido conjugadas com as equações que descrevem as forças hidrodinâmicas. Seria ideal que a lei de controle a ser escolhida pudesse fazer uso das principais características das equações de manobra do navio e de propriedades de seus

coeficientes o que viria a permitir uma compreensão maior da complexidade do problema. Uma técnica que apresentou esta característica foi a de “backstepping”.

A técnica de “backstepping” é fundamentada nas funções de controle de Lyapunov. As funções de controle de Lyapunov têm sido utilizadas por um longo período como uma ferramenta de controle importante na análise de problemas lineares e não lineares. Durante anos, o uso de um controle não linear ficou limitado a trabalhos acadêmicos devido à dificuldade de se achar a função de Lyapunov para um sistema, caso esta função fosse descoberta o sistema seria conhecido como estável.

“Backstepping” é um método sistemático para projeto de controles não lineares, que atualmente tem sido empregada em sistemas industriais, principalmente na área de robótica [32]. O nome “backstepping” se refere à natureza recursiva do procedimento de projeto. Inicialmente, apenas um pequeno subsistema é considerado, para o qual é construída uma lei de controle “virtual”. A partir deste procedimento o projeto é estendido em diversos passos até que uma lei de controle para todo o sistema venha a ser estruturada. Em “backstepping” juntamente com a construção da lei de controle é desenvolvida a função de controle de Lyapunov.

Uma propriedade importante da metodologia de “backstepping” é que nela as não linearidades podem ser tratadas de diferentes maneiras. Por exemplo, as não linearidades úteis, que atuam como estabilizadoras do sistema, podem ser mantidas e as “ruins”, ou desestabilizadoras, podem ser dominadas com termos não lineares de amortecimento. Com isto pode ser evitado um gasto de controle desnecessário e garantias de robustez podem ser obtidas mais rapidamente.

6 – A Contribuição da Tese

Simuladores, classificados como “full mission”, possuem modelos matemáticos de manobra, com coeficientes validados e aferidos para os módulos de propulsão, leme e casco, nas diversas regiões de operação de velocidade do navio. Com isto, se constituem numa poderosa ferramenta a ser empregada na realimentação de um sistema de controle que possa fazer uso de suas propriedades.

No presente trabalho é apresentado um sistema de posicionamento dinâmico de navios que faz uso de uma metodologia de controle não linear adaptado a simuladores de manobra do navio. A lei de controle é construída a partir do desenvolvimento de um observador determinístico e integrada a um controlador “backstepping”.

A metodologia adotada na construção do sistema de controle explora as propriedades do modelo matemático de um simulador de manobra de navios do tipo “full mission”. Isto vem a permitir que simulações de manobra bem sucedidas, realizadas em tempo real, na forma manual, e atendendo critérios de segurança, possam vir a ser padrões para execução na forma automática em situações reais. Isto é possível, porque no processo de condução (“guidance”) o controlador pode empregar o histórico de trajetórias simuladas como base para definição de valores de estados desejados.

7 – A organização do texto

A estrutura do texto foi elaborada de forma a abranger as principais fases do projeto de desenvolvimento dos módulos para a integração do sistema de controle DP aos módulos do simulador, procurando expor as contribuições realizadas, incluindo revisões bibliográficas e a abordagem dos modelos matemáticos empregados.

No capítulo I, é feita uma revisão bibliográfica procurando apresentar, dentro de um contexto atual, a evolução de sistemas controle, de posicionamento dinâmico de navios e dos simuladores de manobra. Procura-se fazer um resumo dos principais trabalhos já desenvolvidos e apresentar o estado da arte nestas tecnologias.

No capítulo II, é apresentado o modelo matemático do navio em suas condições dinâmicas e cinemáticas. São definidas as equações para o casco, propulsor(es), leme(s) e máquina(s).

No capítulo III, são descritos os modelos das forças ambientais utilizados (onda, vento e corrente) e atuantes sobre o navio.

No capítulo IV, apresenta-se o projeto do observador não linear. É feita a análise de sua estabilidade e apresentada a razão de sua escolha de forma a poder ser adaptado para o emprego em conjunto com um simulador de manobras.

No capítulo V, é desenvolvida a lei de controle “backstepping” que será utilizada pelo controlador.

No capítulo VI, é apresentado o algoritmo ótimo de alocação de forças.

No capítulo VII, são apresentados os resultados obtidos tendo como exemplo um rebocador de apoio marítimo. São também mencionados os principais problemas relacionados à fase de desenvolvimento e sua respectiva implementação.

Capítulo I

Revisão histórica – bibliográfica

I.1 - A Teoria de Controle com Realimentação – o Início

Um dos primeiros trabalhos científicos documentados aplicando teoria de controle com realimentação data de 1840, quando o astrônomo, G.B. Airy, do Observatório Real de Greenwich desenvolveu um dispositivo de controle para reposicionamento automático de um telescópio. O mecanismo consistia de um controle de ajuste de velocidade que guinava o telescópio automaticamente procurando compensar a rotação da Terra o que viabilizaria o acompanhamento de uma dada estrela por um dado intervalo de tempo. Infelizmente, Airy constatou que diversas perturbações e oscilações impediam a realimentação correta e a estabilização do seu sistema em malha fechada. Procurando analisar a causa desta instabilidade Airy, no seu trabalho “On the Regulator of the Clock-Work for Effecting Uniform Movement of Equatorials” [5], faz uso de equações diferenciais para analisar a dinâmica do sistema, constituindo-se, então, num dos Pais da teoria matemática de controle com realimentação (“feedback control”).

Maxwell, em 1868, no seu trabalho “On governors” [6], analisa a estabilidade de sistemas dinâmicos em termos de equações diferenciais. Sua técnica consistia em linearizar as equações de movimento para descobrir a equação característica. A partir da equação característica ele verificou que o sistema seria estável, se as raízes da equação característica possuísem partes reais negativas.

Em 1877, Routh, com o trabalho “A Treatise on the Stability of a Given State of Motion” [7], apresenta uma técnica numérica para determinar quando uma equação característica possui raízes estáveis.

Também em 1877, o russo I.A. Vishnegradsky, com o trabalho “On controllers of a Direction Action” [8], analisou a estabilidade de reguladores empregando equações diferenciais.

Em 1893, A. B. Stodola estudando o problema de regulação de turbinas d’água e usando as técnicas de análise de Vishnegradsky introduz o conceito de sistemas não variantes no tempo, mas não consegue solucioná-lo. Segundo Lewis [9], ele apresentou o problema da estabilidade da equação característica para A. Hurwitz [10], que resolveu o problema na forma numérica, de forma independente de Routh, como apresentado no trabalho “On the Conditions Under Which an Equation has Only Roots With Negative Real Parts”, em 1895.

Em 1893, A. M. Lyapunov publicou um dos trabalhos mais importantes para a moderna teoria de controle [11], no qual avalia a estabilidade de equações diferenciais não lineares usando uma noção generalizada de energia. Infelizmente, os trabalhos de Lyapunov ficaram restritos por muito tempo a poucas aplicações práticas na antiga União Soviética.

Entre 1892 e 1898, o engenheiro britânico O. Heaviside estudando o comportamento transiente de sistemas introduz o conceito de função transferência [9].

É importante ressaltar que na maioria das análises matemáticas para fins de controle, até o final do século XIX, a abordagem de controle era feita com equações diferenciais no domínio do tempo.

I.2 – O Controle com Realimentação com análises no Domínio da Freqüência

No início do século XX, ocorreram dois fatos importantes do ponto de vista da teoria de controle: o desenvolvimento do telefone e de meios de comunicação em massa e as guerras mundiais.

Entre 1920 e 1930, o Laboratório Bell começa a fazer desenvolvimentos e pesquisas com aproximações no domínio da freqüência, desenvolvidas por Laplace (1749-1827), Fourier (1768-1830) e A. L. Cauchy (1789-1857) entre outros. O grande problema a ser solucionado era como estender a comunicação de massa para longas distâncias, periodicamente amplificando o sinal de voz através de linhas telefônicas e separando as ampliações de ruídos a ela associados.

Do ponto de vista de projeto, o problema poderia ser resolvido através da introdução de uma mudança de fase na freqüência correta do sistema [5]. Em 1932, Nyquist apresenta a teoria da regeneração [12] para projeto de amplificadores estáveis, define o critério de estabilidade, que ficou conhecido como de Nyquist, utilizando a plotagem polar de uma função resposta complexa. Em 1938, H. W. Bode, no seu trabalho “Feedback Amplifier Design” [13], analisa a estabilidade de sistemas em malha fechada introduzindo conceitos de ganho e fase marginal.

I.3 – Sistemas de Navegação

Durante as grandes guerras o controle com realimentação passou a ser questão de vital importância. Os principais problemas envolviam sistemas de direcionamento de tiros, controle e navegação de navios e aeronaves. Grandes passos foram dados no desenvolvimento de sensores para garantir precisão do controle.

A invenção que foi alavanca para o desenvolvimento do primeiro controle automático aplicado ao navio data de 1908, quando Dr. H. Anschütz, na Alemanha, implementou um giroscópio movido por um motor elétrico, procurando criar um sistema de orientação para fins de navegação mais eficiente.

Em 1911, Elmer Sperry, nos Estados Unidos, trabalhando numa aplicação prática para o giroscópio, desenvolveu o “Metal Myke”, o primeiro piloto automático, ou como foi batizado na época o “timoneiro automático” que procurava manter o navio navegando em um rumo desejado usando os mesmos princípios da intuição de um timoneiro.

Em 1922, Nicholas Minorsky [14], apresentou no trabalho “Directional Stability and Automatically Steered Bodies”, uma análise detalhada para um sistema de controle de rumo, onde eram formulados três termos de lei de controle que são referenciados até os dias de hoje como controle PID (Proporcional-Integral-Derivative), que foram rapidamente incorporados ao piloto automático.

I.4 – A Influência das Grandes Guerras

Na área militar, o principal problema durante as guerras estava relacionado à precisão de um sistema de direcionamento de tiros a bordo de navios ou aeronaves em movimento. Em 1934, Házen [15], aproveitando o incentivo dado para a solução matemática associada a estes problemas, publica a teoria dos servomecanismos, onde cria um relacionamento entre sistemas principais e secundários. O emprego de servomecanismos passou a ser difundido durante a segunda guerra mundial quando os dados de altitude, velocidade e perturbações de vento do avião eram tratados e retransmitidos para uma bomba recém lançada que acelerava ou desacelerava em função das informações recebidas, o que vinha a garantir a maior precisão de acerto do alvo.

Em 1940, devido à invenção do radar, é dada uma maior atenção ao processamento de sinais. Em 1941, no Laboratório de Radiação do Instituto Tecnológico de Massachussets, em conjunto com a Sperry Corporation, Hall [16] começa a publicar trabalhos relacionados aos efeitos prejudiciais de ruídos na teoria de controle. Em 1946, no mesmo laboratório, Nichols [17], empregando técnicas que faziam uso de função transferência, diagramas de bloco e métodos de análise no domínio da frequência, desenvolve uma técnica de projeto para sistemas de controle com realimentação que ficou conhecida como carta de Nichols.

Em 1948, Evans [18], em “Graphical Analysis of Control Systems”, apresenta a técnica de “root locus”, ou de lugar geométrico das raízes, onde se apresenta de forma direta, em uma janela gráfica, a localização das raízes de uma equação característica. Esta técnica permitiu que as características de respostas de um controle em malha fechada, como porcentagem de “overshoot” e tempo gasto até a estabilização, em

função da variação de ganhos, pudessem ser avaliadas com o emprego de uma técnica gráfica. Isto representou um grande avanço para a época já que os cálculos eram feitos à mão.

I.5 – Controle com Realimentação Utilizando Processos Estocásticos: O Início

Em 1941, Kolmogorov [19], o Pai das leis da probabilidade, desenvolve técnicas de controle com a teoria para processos estacionários estocásticos.

Em 1949, Wiener [20], analisando o processamento de informações em modelos estocásticos, no domínio da frequência, desenvolveu um filtro estatístico ótimo para inibir a amplitude de ruídos em sistemas de comunicação.

I.6 – A Era Espacial e os Computadores: o Retorno ao Domínio do Tempo

As técnicas de controle com aproximações no domínio da frequência foram muito empregadas após a segunda guerra mundial e se mostraram apropriadas para sistemas lineares que não variassem no tempo, com uma única entrada e uma única saída (Single Input Single Output - SISO). As técnicas gráficas até então existentes eram inadequadas para sistemas com múltiplas entradas e múltiplas saídas (Multiple Input Multiple Output - MIMO).

As técnicas com aproximações no domínio da frequência também foram empregadas com relativo sucesso em sistemas variantes no tempo desde que o controle ocorresse numa região próxima a uma condição de equilíbrio onde o comportamento do sistema fosse aproximadamente linear. Infelizmente, com o início da era aeroespacial,

verificou-se que em casos de sistemas MIMO e com fortes não linearidades estas técnicas não poderiam ser aplicadas.

Em 1957, o lançamento do Sputnik, na antiga União Soviética, revolucionou a pesquisa e os estudos de controles automáticos. Segundo Lewis [9], isto foi possível porque em função dos estudos precursores de Lyapunov, a atenção da antiga União Soviética estava voltada para aplicações automáticas no domínio do tempo. A realização da primeira Conferência de Controle e Automação, em Moscou, em 1960, veio a confirmar a necessidade do retorno dos estudos de controle de sistemas com realimentação a sua origem histórica, ou seja, o domínio do tempo.

Em 1960, surgem os computadores de segunda geração que passam a ser indispensáveis nos processos de controles. A sua utilização passa a ser feita desde a fase de projeto, onde solucionam as matrizes das equações que viabilizam a lei de controle; passando pela fase de controle, quando em tempo real, ajudam na determinação de uma condição ótima, até uma fase final, onde gravam todas as saídas para futuras análises.

I.7 – O Controle Ótimo e Observadores ou Estimadores.

Em 1696, Johann Bernoulli procurando achar uma solução para o problema clássico de um braquistócrono faz menção ao princípio da solução ótima. Este problema foi solucionado pelos irmãos Bernoulli e Isaac Newton, que demonstraram que a definição de ótimo era uma propriedade do movimento em um sistema natural. Se sistemas naturais possuem condições ótimas em seu movimento, faz sentido que um controle produzido pelo homem possa ter um desempenho ótimo.

Em 1957, Bellman [21], aplicou os princípios da programação dinâmica para determinação da condição ótima em sistemas de controle, demonstrando que a direção

natural para solução de problemas em suas condições ótimas era em malha fechada e na maioria das vezes requeria um controle não linear.

Em 1958, Pontryagin [22], desenvolveu uma teoria aplicada a controles ótimos, relacionando o tempo mínimo de atuação de um controlador para estabilização de sistemas não lineares, que ficou conhecida como técnica do princípio máximo. Esta metodologia era fundamentada no cálculo variacional desenvolvido por L. Euler (1707 – 1783).

Em 1960, Dr. Rudolf Kalman e outros co-autores, trabalhando nos Estados Unidos, publicam três trabalhos que constituem o início da moderna teoria de controle com realimentação.

No primeiro trabalho [23], intitulado “Control System Analysis and Design via the ‘Second Method’ of Lyapunov”, Kalman analisa os fundamentos das funções controle de Lyapunov, no domínio do tempo, para controle e projeto de sistemas não lineares, mostrando a versatilidade e viabilidade dessas funções para emprego em sistemas variantes no tempo e não lineares.

No segundo trabalho [24], “Contributions to the Theory of Optimal Control”, Kalman analisa o conceito da solução ótima aplicada ao controle de sistemas no domínio do tempo e apresenta um conjunto de equações para um regulador linear quadrático (“Linear Quadratic Regulator” - LQR). É importante ressaltar que o conceito de ótimo foi associado à minimização da forma generalizada quadrática de energia das funções de controle de Lyapunov. Cabe a ressalva de que a solução pelo método numérico dos mínimos quadrados foi criada por C. F. Gauss (1777 – 1855) para a estima de órbitas planetárias.

No terceiro trabalho [25], “A New Approach to Linear Filtering and Prediction Problems”, Kalman discute sobre filtros ótimos e mostra que as variáveis de estado

podem ser estimadas em função de sua variância mínima. Ele apresenta uma solução recursiva para sistemas não estacionários variantes no tempo empregando a teoria de estima ou de observação com fundamentos de modelos estocásticos e cria um algoritmo de projeto para um filtro, que se tornou mundialmente conhecido como filtro Kalman.

O três pontos chave dos trabalhos de Kalman são [9]:

1- As estimativas estão no domínio do tempo e são endereçadas a sistemas cuja variação no tempo possa ser tanto linear quanto não linear.

2- A solução dos problemas emprega recursos de matrizes e álgebra linear, e com isto, sistemas com múltiplas entradas e múltiplas saídas (MIMO) podem ser tratados com relativa facilidade.

3- É empregado o conceito de variável de estado sistema, ou seja, a dinâmica interna do sistema passa a ser considerada, e com isto, a lei de controle não vai se restringir à mera avaliação do comportamento do que ocorre na entrada e na saída.

Em 1961, Kalman e Bucy [26], desenvolvem o filtro de Kalman contínuo.

Em 1963, é apresentado o controle Linear Quadrático Gaussiano (LQG), cujos ganhos ótimos do regulador são dados pela solução da equação de Riccati e a estima ou observação é feita por um filtro Kalman-Bucy. A viabilidade do emprego desses métodos foi dada em função da evolução dos computadores, que permitiram processos de cálculo de ganho em tempo real. Segundo Hessen [27], o controle LQG constitui até os dias de hoje uma das mais importantes ferramentas sistemáticas MIMO, permanecendo por mais de 15 anos, desde a sua criação, como tema dominante em controles.

I.8 – O Renascimento do Domínio da Freqüência e Controles Robustos

Em 1975, como observado por Lewis [9] e Youla et al [28], fazem reviver o domínio da freqüência com um projeto de controle batizado de Wiener-Hopf, onde a dinâmica do sistema é recuperada diretamente do espectro das perturbações da planta no domínio da freqüência.

O filtro de Wiener – Hopf serviu de transição para o controle H_2 , cuja principal idéia consiste tratar as incertezas da planta a partir de uma saída controlada, ou desejada, e de um observador de estados. O controle é feito através do conhecimento de uma função que garante condições de estabilidade, por exemplo, uma equação algébrica de Riccati. Conhecida esta função o controlador passa a ser tratado em termos de custo, resultando em um problema de otimização. Nos controladores H_2 , a norma adotada para a função custo é quadrática.

Em 1981, Zames [29], introduz o conceito de controle H_∞ , no qual o controle ótimo do problema é dado em termos de uma função maximal. Ou seja, se procura inicialmente um conjunto de equações que garantem condições de estabilidade para estabilizar a saída desejada, por exemplo, um conjunto de equações algébricas de Riccati acopladas entre si. Conhecidas estas funções procura-se desenvolver um algoritmo que descreva o custo mínimo de controle associado às mesmas [30].

I.9. Ferramentas de Projeto para Controle Não-Linear:

Modo Deslizante e “Backstepping”.

No final da década de 1970, é desenvolvida na União Soviética a técnica de controle por modo deslizante, como se pode verificar no trabalho de Utkin [31], que cria uma ferramenta com uma técnica robusta para tratar as incertezas do modelo empregando funções de controle de Lyapunov. A lei de controle é feita de forma que as trajetórias do sistema sejam forçadas a “deslizar” para uma superfície no espaço dos estados desejados, em um intervalo de tempo definido, e a permanecerem ali indefinidamente [32].

No final da década de 1980, surge a metodologia de “Backstepping”, um método sistemático para projeto de controles não lineares. O nome “backstepping” se refere à natureza recursiva do procedimento de projeto. Inicialmente, apenas um pequeno subsistema é considerado, para o qual é construída uma lei de controle “virtual”. A partir deste procedimento o projeto é estendido em diversos passos até que uma lei de controle para todo o sistema venha a ser estruturada. Em “backstepping”, a construção da lei de controle é desenvolvida a partir de uma função de controle de Lyapunov.

A origem da metodologia de “backstepping” não é muito precisa devido à simultaneidade de trabalhos que surgiram no final dos anos de 1980, destacando-se os trabalhos de Koditschek[33], Sontag e Sussmann[34], Tsiniias[35] e Byrnes e Isidori[36]. Entretanto, cabe-se ressaltar que a metodologia de “backstepping” recebeu grande notoriedade graças aos trabalhos do professor Peter V. Kokotovic [37] e seus colaboradores.

Em 1992, Kanellakopoulos [38], juntamente com Kokotovic, publica um “pacote” matemático para diversos sistemas não lineares demonstrando que os esforços de controle empregados eram menores quando utilizando a metodologia de “backstepping”.

I.10 Controle por Redes Neurais Artificiais

Redes neurais são algoritmos que permitem ao controlador aprender de suas experiências e se adaptar a situações ou ambientes não previstos. O primeiro modelo matemático validado empregado redes neurais data de 1982, quando John Hopfield [39] provou que a simulação de uma planta física era possível.

Controle por redes neurais constitui foco de intensas pesquisas atualmente. Um índice bibliográfico sobre o assunto é detalhado e classificado por Alander [40], abrangendo identificação, controle, otimização e robótica, entre outros.

I.11 – Sistemas de Posicionamento Dinâmico em Navios

Os primeiros sistemas de posicionamento de embarcações no mar datam do início do ano de 1960. Havia uma necessidade de se dispor de métodos de controle para manter a posição de uma embarcação em mar aberto, não só para atender às necessidades da indústria do petróleo e atividades como lançamento e reparo de cabos submarinos, mas também para assistir ao interesse científico do conhecimento do subsolo marinho. As metodologias convencionais não conseguiam acompanhar o

avanço sempre crescente para profundidades cada vez maiores, implicando no superdimensionamento de equipamentos, altos custos de projeto e construção, alto risco inerente do manuseio de grandes cargas em embarcações sujeita às ondas, principalmente, quando operando com manuseio de âncoras.

O primeiro navio a se manter em posicionamento foi o “Cuss-I”, em 1961, na Califórnia, conforme citado por Lopes [41]. O controle do posicionamento foi manual: o operador mantinha a posição da embarcação, de forma contínua, através de um sistema de radares que recebia informações de quatro bóias colocadas estrategicamente em águas rasas e de um sonar que obtinha distâncias de balizas submarinas.

Este processo introduziu diversas dúvidas quanto à confiabilidade da operação em virtude, como se podia imaginar, do processo de controle manual, que exigia excessiva concentração por parte do operador, que, por sua vez, não conseguia manter uma mesma ação de controle por muito tempo. Além disso, diferentes operadores produziam diferentes resultados. Com isto, surgiu a necessidade do desenvolvimento de um controlador automático.

O primeiro navio equipado com controle automático de posição e aproamento, em 1961, foi o “Eureka”, da Shell Oil Company, equipado com um computador analógico - digital. O sensor de posição utilizado foi o “taut-wire”, que é um sensor eletro-mecânico que mede a inclinação de um cabo sob tensão ligado a um peso no fundo do mar. O sistema possuía apenas um computador, sem os benefícios da redundância, e não dispunha da compensação ativa do vento [41].

Em 1963, um controle ótimo linear quadrático (LQ) é implementado com sucesso em pilotos automáticos (sistemas SISO), e começam análises para viabilidade do seu emprego em sistema de posicionamento dinâmico [42].

Em 1964, iniciou-se a fase dos sistemas redundantes em posicionamento dinâmico com o objetivo de garantir a não interrupção das operações em caso de falha de algum equipamento, sensor ou computador, através do lançamento do Caldrill-I, nos Estados Unidos.

Também em 1964, na Europa, o Instituto Francês do Petróleo, iniciou o desenvolvimento de um navio equipado com um sistema de DP, o “Terebel” cujas pesquisas incluíram a determinação de esforços de ondas, correntes e vento; comportamento do controlador automático; experimentação de estudos teóricos a partir de modelos matemáticos, desenvolvimento de sensores de posição (radiolocalização e sensores acústicos); implementação de equipamentos de compensação de movimentos; aperfeiçoamento e desenvolvimento de técnicas de perfuração em grandes profundidades; etc.

Em 1971, com o desenvolvimento da moderna tecnologia digital foi possível o aparecimento dos primeiros navios de perfuração equipados com DP, cabendo ao navio “Sedco-445”, em 1971, o papel de pioneiro desta classe. A tendência da utilização de propulsores de hélice de passo variável do tipo túnel ou azimutal (orientável) empregadas até os dias de hoje, surgiu também durante este período, com o sucesso do emprego dos navios “Saipem Due” e o “Pelican”.

Em 1976, Bachen et al, [43], aplicam a técnica de controle Linear Quadrática Gaussiana (LQG) a sistemas DP, trazendo uma nova concepção de controle de posicionamento dinâmico. Nos controladores convencionais era preciso que a embarcação se afastasse da posição desejada para que assim se comandasse os propulsores de forma a voltar a um ponto de referência. Nesta nova geração, surgem métodos para a estima dos movimentos da embarcação a partir dos movimentos pgressos desta. O controlador passa a se basear nas informações do

estimador/observador para calcular os empuxos necessários para anular os movimentos previstos, fazendo uso das informações provenientes dos sensores de posição para aperfeiçoar as estimativas.

Essa tendência de projeto empregando observadores, dos quais o mais conhecido é o filtro de Kalman, se ampliou com o aparecimento de sensores mais precisos de posição por satélite e a com a possibilidade de sua incorporação a sensores de posição múltiplos, como os sensores acústicos, mecânicos e óticos.

Em 1980, a técnica de controle H_∞ é empregada em pilotos automáticos [42].

Em 1991, foi apresentado mundialmente, durante a guerra do Golfo, o sistema de posicionamento por satélites GPS, substituindo o antigo Nav-Star, que rapidamente se tornou um imprescindível recurso para diversas aplicações. Embora tenha sido desenvolvido para fins militares obteve grande sucesso na comunidade civil. Visando o aumento da precisão da navegação foi desenvolvido o sistema diferencial GPS (DGPS), cuja principal idéia consiste em determinar o erro de posição GPS em função de uma posição conhecida. Em 1 de maio de 2000, foi removida a disponibilidade seletiva do GPS, que deliberadamente degradava a resolução do sinal para fins não militar, o que permitiu o aumento da precisão da navegação a custos baixos.

Em 1997, o controle H_∞ é empregado em sistemas de posicionamento dinâmico MIMO [44].

Em 1998, Aarset et al [45], aplicam técnicas de “backstepping” adaptadas por Fossen [46] com sucesso em um rebocador de apoio.

Em 1998, Fossen [47], emprega o conceito de posicionamento ótimo em função do ambiente (weather optimal positioning control), onde o aproamento do navio é automaticamente corrigido em relação a resultante das forças ambientais de forma a fazer com que os momentos em yaw e forças transversais sejam zero. O objetivo

principal deste projeto é o de minimizar o consumo de combustível durante as operações de manutenção de posição.

Em 1997, destaca-se o trabalho de Borges Filho [120], na Universidade Federal do Rio de Janeiro, que apresenta um controlador de posição para uma plataforma de perfuração tipo semi-submersível operando em águas profundas com sistema de ancoragem assistida por propulsores empregando a técnica de controle linear quadrática gaussiana.

No final de 1990, foi apresentada uma metodologia alternativa de projeto, por Fossen e Grovlen [48], para estima de variáveis de estado aplicada a sistemas de posicionamento dinâmico. A motivação principal era criar um processo que consumisse menos tempo para o cálculo da estima de estado evitando o tempo gasto no processo de sintonia das matrizes de covariância dos filtros de Kalman. O modelo inicial era simplificado e aplicado somente para navios estáveis direcionalmente e considerando que as perturbações ambientais poderiam ser desprezadas. Strand et al. [49], mostraram que os resultados obtidos poderiam ser estendidos para um caso geral incluindo no modelo um filtro de ondas e a estima das perturbações ambientais. Robertson [50] e Lindegaard e Fossen [51] demonstraram que os resultados destes trabalhos também poderiam ser estendidos para todo tipo de embarcações, incluindo plataformas, devido à robustez da lei de controle empregada.

No Brasil, destacam-se também os trabalhos desenvolvidos na Universidade de São Paulo na área de controle marítimo através da equipe dos professores Donha [119] e Pesce. Em 2001, Tannuri [118] orientado pelo professor Donha, empregou a técnica de modos deslizantes em sistemas de posicionamento de navios na Baía de Campos.

I.12 – O Controle de Trajetórias e a Inclusão da Manobrabilidade do Navio

A viabilidade com baixo custo dos sistemas de navegação por satélite e o sucesso obtido com os pilotos automáticos com controladores LQG aumentaram o interesse por empresas de “offshore” para o controle de trajetórias de navios, como verificado nos trabalhos de Holzhunter [52].

Até 2005, um dos principais problemas relacionados ao controle de trajetórias, como verificado por Skjetne [53], foi a inclusão dos limites de manobrabilidade do navio (tarefa dinâmica) na execução de uma dada trajetória (tarefa geométrica), principalmente, nas situações em que as variações de rumo são mais importantes que a manutenção de velocidades.

Uma das soluções possíveis para o problema é apresentada neste trabalho, onde se integra um observador determinístico com uma lei de controle “backstepping” em um simulador de manobra de navios.

I.13 – Simuladores de Manobra do Navio

Até meados dos anos 50, poucos documentos existiam sobre análise de qualidades de manobrabilidade e governo de navios. Os primeiros trabalhos publicados sobre as características de manobra de um determinado casco foram fundamentados em estudos anteriores de aerodinamicistas, a partir da hipótese que uma manobra geral é função da geometria do corpo e de uma superposição de uma pequena perturbação com um movimento de referência (geralmente o movimento retilíneo uniforme de avanço). Pode-se, então, fazer uma expansão em série de Taylor em torno das componentes das

velocidades e acelerações, criando o conceito de derivada hidrodinâmica para cada termo da série.

Um dos trabalhos pioneiros na avaliação das características de manobrabilidade do casco do navio foi o de Nomoto [54], em 1957, que fez a aplicação da “teoria de governo de primeira ordem” para determinação das características de estabilidade direcional do casco, cujas respostas foram comparadas com resultados das curvas de giro e zig-zag. Nestes trabalhos o leme era tratado como uma força externa linear.

Ainda dentro da análise linear, outros trabalhos de grande destaque em 1960 foram os de Norrbin [55] e de Motora [57], principalmente por indicarem uma metodologia de obtenção dos coeficientes lineares de manobra e funções de controle para a ação do leme. Estes estudos fizeram com que novos equipamentos para testes em laboratórios fossem desenvolvidos para a medição das derivadas hidrodinâmicas. Cabe ressaltar, também, que, no ano de 1960, em Washington, EUA, aconteceu o primeiro simpósio internacional sobre manobrabilidade do navio, coordenado pela Organização Marítima Internacional (IMO – International Maritime Organization).

Um marco no desenvolvimento de um modelo matemático de manobras tratando o navio como um sistema casco-propulsor-leme se deu em decorrência da expansão de equipamentos como o PMM (Planar Motion Mechanism) e braços rotatórios que foram aprimorados de forma a que se pudessem medir termos lineares e não lineares das derivadas hidrodinâmicas de manobra. Dentre estes modelos o primeiro a ter grande destaque foi o modelo holístico de Abkowitz [58], 1964, onde se procura descrever as equações de movimento do navio como um sistema completo e fechado, ou seja, o casco, o propulsor e o leme constituem um único módulo.

Ao se fazer uma expansão em séries de Taylor, defronta-se com algumas questões importantes que são o número de termos em que a expansão em série deve ser truncada, e que termos devem ser considerados. Ao efetuarmos o truncamento da série de Taylor estabelecemos formas polinomiais para descrever as forças. No caso do modelo de Abkowitz, foi proposto considerar-se até os termos cúbicos. Autores como Sharma e Oltmann [75], fazem uso da expansão em série de Taylor até a quinta ordem para determinação das características de manobra do navio.

Em meados dos anos 60, surgiram as primeiras formulações de um modelo matemático tratando o casco, o leme e propulsor de forma autônoma, conhecido como modelo modular. Grande parte desses estudos se baseou em trabalhos anteriores que procuravam prever as condições de manobrabilidade e estabilidade dos navios tanques que estavam tendo suas dimensões aumentadas consideravelmente. A falta de informações em relação à influência da geometria do casco, do propulsor e leme na governabilidade dos navios, talvez essa tendência seja a razão do grande número de acidentes que passaram a ocorrer. Dentre os trabalhos pioneiros destacam-se os trabalhos de Crane [61], Eda [59] e Norrbin [56].

Inicialmente, as primeiras formulações matemáticas tratavam de velocidades próximas a velocidade de cruzeiro do navio e pequenos ângulos de ataque. Eda e Crane adotaram um modelo cúbico, ao que parece, inspirado em teoria de asas finitas. Porém justifica-se a adoção com base na teoria e resultados experimentais. Esta também foi a teoria adotada por Norrbin [56].

Nos trabalhos de Eda [59], o propulsor é um módulo que não só gera uma força longitudinal, já corrigida da esteira do casco, mas também forças laterais e respectivos momentos de guinada.

Um dos primeiros documentos publicados tratando da simulação de respostas de navios em baixas velocidades data do início dos anos 60, tendo como autores Fujii e Tsuda [60]. Em 1966, C.L. Crane [61] apresentou resultados de simulações em baixas velocidades para grandes navios petroleiros, onde se considera que devido às baixas velocidades e devido aos grandes ângulos de ataque os efeitos viscosos não podem ser desprezados, nos indicando a aplicação de uma aproximação quadrática. Esta também era a proposição adotada por Norrbin [56].

A definição de um algoritmo completo para a representação do movimento do navio, a possibilidade de medir e estimar os coeficientes hidrodinâmicos de manobra, a evolução de processadores computacionais que pudessem monitorar a trajetória do navio em conjunto com a computação gráfica, no domínio do tempo, permitiu o desenvolvimento dos primeiros simuladores de manobra classificados como “full mission”.

Um dos primeiros simuladores de manobra do navio, do tipo “full mission”, integrado a um sistema de passadiço e com projeção visual, interativo com a ação humana e cujas imagens gráficas eram reproduzidas em preto branco em um teatro de projeções, foi o desenvolvido pelo “Swedish State Shipbuilding Experimental Tank” (SSPA). Este simulador foi instalado em 1967, em Gotemburgo, Suécia. Seu modelo matemático seguia a proposição de Norrbin.

No Japão, outro grupo de trabalho que se destacou por trabalhar em paralelo no desenvolvimento de um modelo matemático que definisse a manobrabilidade do navio. Diversos trabalhos foram publicados, mas inicialmente poucos se tornaram conhecidos no ocidente por dificuldades de tradução. Somente a partir dos anos 70 é que trabalhos

como os de Kose [79], Inoue [88], Fujino [85], Takashina [84] e Kijima [76] tornaram-se mais difundidos no ocidente. O modelo matemático adotado era modular e combinava termos quadráticos e cúbicos; não fazendo divisão entre baixas velocidades e velocidades de cruzeiro. Diversas contribuições destes autores passaram a ser incorporadas universalmente, principalmente, na abordagem das forças que definem a ação do leme. Por exemplo, Em relação ao módulo leme, adotou-se colocar a força normal em função da razão de aspecto e definir a sua sustentação em função do ângulo de ataque e da velocidade do fluxo incidente com suas respectivas correções para a esteira do navio em diferentes faixas de velocidades relativas da água.

Um módulo que logo após foi incorporado à estrutura do modelo modular foi o da dinâmica de resposta da máquina do navio, um dos trabalhos pioneiros integrando motores diesel de navios mercantes ao modelo de matemático de manobra foi o de Kasmi [62], em 1977.

Também na Dinamarca, se destaca o trabalho de Chislett [63], com um simulador em tempo real totalmente interativo, em 1980. Destacam-se, no entanto, os seus dois primeiros simuladores analógicos, que por precariedade dos processadores não conseguiam processar informações com rapidez em tempo real.

A inauguração, em 1976, do CAORF (Computed Aid Operation Research Facility), na Academia de Marinha Mercante dos Estados Unidos, foi um marco no desenvolvimento de simuladores que serviu para comprovar a importância de simuladores como uma ferramenta de apoio para o treinamento e pesquisa. Em 1996, Eda [64] fez um pequeno resumo dos trabalhos realizados em vinte anos do CAORF. Nele é apresentada parte da metodologia empregada no processo de validação dos coeficientes de manobra, ressaltando a importância da observação de práticos e

comandantes experientes nas manobras onde não existem resultados de testes em laboratórios.

No processo de desenvolvimento de simuladores, a partir do momento em que o modelo matemático está definido passa-se a trabalhar na criação de bases de dados de navios. Neste momento, depara-se com o problema da obtenção dos coeficientes associados a cada módulo. O ideal seria que se pudesse dispor de testes com modelos reduzidos para sua obtenção. No entanto, estes testes dispendem muito tempo, tanto na sua preparação como na sua execução. A solução adotada é a de obtenção numérica dos coeficientes a partir do banco de dados de modelos similares ao navio a ser desenvolvido.

Dentre os trabalhos publicados, que servem de referência sobre a obtenção dos coeficientes de manobra do casco destacam-se os de:

- Barr e Miller [65], tratam da estima e extrapolação de modelos a partir de modelos já disponíveis que estão armazenados em alguma forma de base de dados. Este tipo de trabalho é o desenvolvido pela guarda costeira americana.
- Gill e Price [66], relatam os procedimentos de testes com modelos cativos em tanques de reboque. Este tipo de teste, além de muito caro, só é disponível em grandes institutos especializados na investigação de problemas da hidrodinâmica. Eles incluem entre seus equipamentos o PMM (Planar Motion Mechanism) e o braço rotatório (“Rotating Arm”).
- De Vries [67], faz a descrição de testes com modelos livres, fazendo uso da metodologia de identificação de parâmetros. Nestes testes há necessidade de

termos um canal alongado e abrigado e exige uma considerável instrumentação para obtenção de dados.

- Mikelis [68], utiliza métodos de cálculo numérico para solução do problema hidrodinâmico. Os resultados são particularmente úteis para estima dos termos de massa e momentos de inércia adicionais.
- Clarke [72], emprega cálculo empírico baseado na geometria do navio para obtenção de coeficientes lineares, em função da comparação com testes de modelos.
- Pourzanjani [69], faz uso de testes com modelos em túnel de vento.
- Norrbin [56] e Burns [70], fazem testes em escala real utilizando provas de mar com navios. Nestes testes não se tem necessidade de trabalhar em escala, e os coeficientes são obtidos através de adequadas instrumentações. A manobra básica consiste na execução da curva espiral.
- Abkowitz [71] fez uso do conceito de análise de identificação de sistemas. Neste método, é necessário que os parâmetros relacionados a entrada e saída de dados sejam bem conhecidos. Com isto o sistema passa a ser denominado de “identificado”. No caso do navio, as saídas são os seus movimentos e as entradas são as ações controladas que induzem os seus movimentos.
- Molland [74] descreve a técnica para obtenção dos coeficientes do leme e do propulsor.

I.14 – Integração de Simuladores de Manobra do Navio com Sistemas de Posicionamento Dinâmico

No final da década de 1990, simulações para análise de manobra do navio passaram a ser parte integrante em consoles de sistemas de posicionamento dinâmico. Outrossim, os simuladores de manobra passaram a ter que incorporar módulos de sistemas de controle de posicionamento, em virtude dos mesmos passarem a ser parte integrante do passadiço nos navios modernos.

Capítulo II

O Modelo Matemático de Manobra do Navio

As equações de movimento do navio quando derivadas em sua forma completa são complexas em função das forças hidrodinâmicas. As aproximações clássicas, adotadas para fins de manobra do navio, assumem que essas forças são dependentes de sua geometria e funções de suas velocidades e acelerações em relação à água.

Modelos isolados para o propulsor, leme e impelidores também são desenvolvidos a partir das velocidades do navio e sua rotação ou passo, incluindo perdas em função da interação entre os mesmos.

Em um projeto de controle é bom que se tenha o conhecimento do sistema físico (planta) a ser controlado. Sistemas modernos tiram proveito desse conhecimento e criam adaptações em suas leis de controle para um melhor desempenho.

Neste capítulo são apresentados os modelos matemáticos do casco, propulsor, máquina e leme empregados para definir os movimentos de uma embarcação que foram empregados no desenvolvimento do simulador de manobras e cujas características principais podem ser aproveitadas no processo de controle.

II.1 - Equação de Movimento do Navio

O movimento do navio é função de forças externas que atuam sobre ele que dependem significativamente da sua geometria. Com esses movimentos, as funções que descrevem a geometria da superfície do casco no sistema inercial variam constantemente com o tempo. Assim, as componentes das forças externas em um sistema inercial são afetadas não só pelas velocidades e acelerações, mas também, pela mudança constante da posição instantânea do casco.

Para se evitar a dificuldade acarretada pela contínua mudança da função que define a geometria do navio, além das variações de velocidades e acelerações, convém adotar um sistema solidário ao navio e em termos de seus eixos descrever a equação da 2ª Lei de Newton.

A figura 2 apresenta os sistemas utilizados: OX_0 , OY_0 e OZ_0 é o sistema inercial e $0x$, $0y$ e $0z$ é o sistema solidário. Os eixos $0x$ e $0y$ encontram-se localizados no plano da linha d'água com $0x$ voltado para vante do navio. O eixo $0z$ está voltado para baixo. A origem do sistema, ponto 0 , está localizada na interseção do plano da linha d'água com a seção de meio navio e o plano longitudinal que divide o navio em boreste e bombordo. ψ , é o ângulo que mede o rumo da embarcação e β o ângulo de deriva. δ representa o ângulo do leme; α_R representa o ângulo de incidência do fluxo médio sobre o leme, F_n representa a força normal atuando sobre o leme.

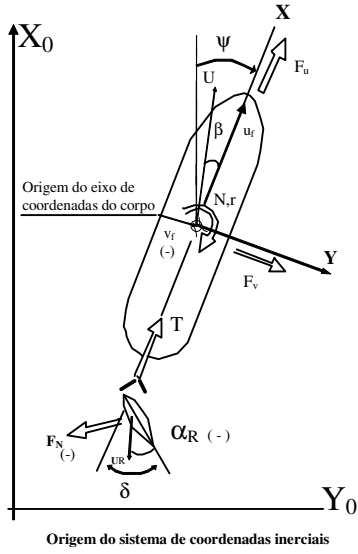


Figura 2 – Sistema de Coordenadas

A relação linear entre as componentes da velocidade linear do navio no sistema inercial U_x e U_y e suas componentes no sistema solidário u_f e v_f é dada por:

$$U_x = u_f \cos(\psi) - v_f \sin(\psi) \quad (1.a)$$

$$U_y = u_f \sin(\psi) + v_f \cos(\psi) \quad (1.b)$$

A velocidade de yaw, que é a mesma em ambos os sistemas, é dada por:

$$r = \frac{d\psi}{dt} \quad (1.c)$$

As componentes das forças externas resultantes no sistema solidário F_u, F_v e as componentes no sistema inercial F_x e F_y têm entre si as seguintes relações:

$$F_u = F_x \cos(\psi) + F_y \sin(\psi) \quad (2.a)$$

$$F_v = -F_x \sin(\psi) + F_y \cos(\psi) \quad (2.b)$$

Derivando-se as expressões das componentes de velocidades são obtidas as componentes das acelerações:

$$\dot{U}_x = \dot{u} \cos(\psi) - u_f \sin(\psi) \dot{\psi} - \dot{v} \sin(\psi) - v_f \cos(\psi) \dot{\psi} \quad (3.a)$$

$$\dot{U}_y = \dot{u} \sin(\psi) + u_f \cos(\psi) \dot{\psi} + \dot{v} \cos(\psi) - v_f \sin(\psi) \dot{\psi} \quad (3.b)$$

De posse das expressões relacionando forças, velocidades e acelerações nos dois sistemas pode-se aplicar a lei de Newton no sistema inercial e então transferir a equação para o sistema solidário ao navio.

$$m\dot{U}_{xG} = F_x \quad (4.a)$$

$$m\dot{U}_{yG} = F_y \quad (4.b)$$

Onde:

$U_G = U_{xG}i + U_{yG}j = U + \omega \times r_G$, é a velocidade absoluta do centro de gravidade do navio.

A aceleração absoluta é dada por:

$$\dot{U}_G = \dot{U} + \dot{\omega} \times r_G + \omega \times (\omega \times r_G) \quad (5)$$

Para o caso presente tem-se:

$$\dot{U}_{xG} = \dot{U}_x - y_{G0}\ddot{\psi} - x_{G0}\dot{\psi}^2 \quad (6.a)$$

$$\dot{U}_{yG} = \dot{U}_y + x_{G0}\ddot{\psi} - y_{G0}\dot{\psi}^2 \quad (6.b)$$

As componentes do vetor r_G no sistema inercial (x_{G0}, y_{G0}, z_{G0}) e no sistema solidário (x_G, y_G, z_G) obedecem as seguintes relações:

$$x_{G0} = x_G \cos(\psi) - y_G \sin(\psi) \quad (7.a)$$

$$y_{G0} = x_G \sin(\psi) + y_G \cos(\psi) \quad (7.b)$$

Utilizando-se as expressões (3.a), (3.b), (4.a), (4.b), (6.a) e (6.b) obtém-se:

$$m(\dot{u} \cos(\psi) - u_f \sin(\psi)\dot{\psi} - \dot{v} \sin(\psi) - v_f \cos(\psi)\dot{\psi} - y_{G0}\ddot{\psi} - x_{G0}\dot{\psi}^2) = F_x \quad (8.a)$$

$$m(\dot{u} \sin(\psi) + u_f \cos(\psi)\dot{\psi} + \dot{v} \cos(\psi) - v_f \sin(\psi)\dot{\psi} + x_{G0}\ddot{\psi} - y_{G0}\dot{\psi}^2) = F_y \quad (8.b)$$

Multiplicando-se (8.a) por $\cos(\psi)$ e (8.b) por $\sin(\psi)$ e somando chega-se a:

$$m(\dot{u} - v_f \dot{\psi} - y_G \ddot{\psi} - x_G \dot{\psi}^2) = F_u \quad (9.a)$$

$$m(\dot{v} + u_f \dot{\psi} + x_G \ddot{\psi} - y_G \dot{\psi}^2) = F_v \quad (9.b)$$

A equação de conservação de quantidade de movimento angular é dada por:

$$I_G \ddot{\psi} = N_{E,G} \quad (10)$$

Onde I_G é o momento de inércia e $N_{E,G}$ é o momento das forças externas em relação ao centro de gravidade do navio.

A relação entre os momentos das forças externas em relação a um ponto fora do centro de gravidade e em relação ao centro de gravidade é dada por:

$$N_{E,G} = N_E + y_G F_u - x_G F_v \quad (11)$$

Pelo teorema da translação:

$$I = I_G + m(x_G^2 + y_G^2) \quad (12)$$

De posse dessas relações e lembrando que $r = \psi$ tem-se:

$$I\dot{r} + mx_G(\dot{v} + u_f r) - my_G(\dot{u} - v_f r) = N_E \quad (13)$$

A partir das equações acima pode-se definir:

$$m(\dot{u} - v_f r - y_G \dot{r} - x_G r^2) = X_{HYD} + X_{RUD} + X_{PROP} + X_{THR} + X_{WIND} + X_{WAV} \quad (14.a)$$

$$m(\dot{v} + u_f r + x_G \dot{r} - y_G r^2) = Y_{HYD} + Y_{RUD} + Y_{PROP} + Y_{THR} + Y_{WIND} + Y_{WAV} \quad (14.b)$$

$$I\dot{r} + mx_G(\dot{v} + u_f r) - my_G(\dot{u} - v_f r) = N_{HYD} + N_{RUD} + N_{PROP} + N_{THR} + N_{WIND} + N_{WAV} \quad (14.c)$$

Os subscritos X_{HYD} , Y_{HYD} , N_{HYD} representam as forças devidas à velocidade relativa fluido corpo, considerando a correnteza e a velocidade do corpo, chamadas de forças de manobra [115].

Os subscritos X_{RUD} , Y_{RUD} , N_{RUD} representam as forças devidas ao leme.

Os subscritos X_{PROP} , Y_{PROP} , N_{PROP} representam as forças devidas ao propulsor.

$X_{THR}, Y_{THR}, N_{THR}$ representam as forças devidas aos impelidores de proa, popa e azimutais.

$X_{WIND}, Y_{WIND}, N_{WIND}$ representam as forças devidas à velocidade ar corpo, considerando o vento e a velocidade do corpo.

$X_{WAV}, Y_{WAV}, N_{WAV}$ representam as forças devidas às ondas incidentes.

II.2 – As Forças de Manobra

Considerando um corpo se movendo em um fluido onde os efeitos viscosos sejam desprezados, as forças longitudinais, transversais e momentos no plano horizontal que atuam sobre o mesmo são dados pela teoria potencial (Newman [97], Norrbin [41] e outros):

$$X_{HYD} = X_{\dot{u}}\dot{u} - Y_{\dot{v}}vr - Y_{\dot{r}}r^2 + X_{\dot{v}}(\dot{v} - ur) + X_{\dot{r}}\dot{r} \quad (15.a)$$

$$Y_{HYD} = Y_{\dot{v}}\dot{v} + X_{\dot{u}}ur + Y_{\dot{r}}\dot{r} + X_{\dot{v}}(\dot{u} + vr) + X_{\dot{r}}r^2 \quad (15.b)$$

$$N_{HYD} = N_{\dot{r}}\dot{r} + (Y_{\dot{v}} - X_{\dot{u}})uv + Y_{\dot{r}}(\dot{v} + ur) + X_{\dot{v}}(u^2 + v^2) + X_{\dot{r}}(\dot{r} - vr) \quad (15.c)$$

Onde:

$$X_{\dot{u}} = \frac{\partial X}{\partial \dot{u}}, \quad X_{\dot{v}} = \frac{\partial X}{\partial \dot{v}}, \quad X_{\dot{r}} = \frac{\partial X}{\partial \dot{r}}$$

$$Y_{\dot{v}} = \frac{\partial Y}{\partial \dot{v}}, \quad Y_{\dot{r}} = \frac{\partial Y}{\partial \dot{r}} \quad \text{e} \quad N_{\dot{r}} = \frac{\partial N}{\partial \dot{r}}$$

São coeficientes de massa e inércia adicionais.

Para o caso de simetria em torno do plano $y = 0$ as forças se reduzem a:

$$X_{HYD} = X_{\dot{u}}\dot{u} - Y_{\dot{v}}v\dot{r} - Y_{\dot{r}}r^2 \quad (16.a)$$

$$Y_{HYD} = Y_{\dot{v}}\dot{v} + X_{\dot{u}}u\dot{r} + Y_{\dot{r}}\dot{r} \quad (16.b)$$

$$N_{HYD} = N_{\dot{r}}\dot{r} + (Y_{\dot{v}} - X_{\dot{u}})uv + Y_{\dot{r}}(\dot{v} + ur) \quad (16.c)$$

A geometria do casco de navios pode ser considerada como uma asa com razão de aspecto baixo. Neste caso os efeitos das forças transversais de sustentação também devem ser considerados. Da teoria de corpos esbeltos a força de sustentação lateral Y_{wing} e momento de guinada N_{wing} são dados por (Newman [97]):

$$Y_{wing} = Y_{\dot{v}}\dot{v} + Y_{\dot{r}}\dot{r} + Y_{\dot{v}}^*uv - Y_{\dot{r}}^*ur \quad (17.a)$$

$$N_{wing} = Y_{\dot{v}}\dot{v} + Y_{\dot{r}}\dot{r} + Y_{\dot{v}}^*uv + N_{\dot{r}}^*ur \quad (17.b)$$

Os efeitos viscosos introduzirão modificações no campo de velocidades e os termos hidrodinâmicos deverão levar em conta estas interferências. Estes termos de interferência podem ter contribuições de amortecimento tanto lineares quanto quadráticas em relação a velocidade do navio, entretanto é difícil separar estes efeitos [115]. Também pode ser necessário incluir outros termos adicionais em função de resultados experimentais ou observações [115]:

$$X_D = X_{\dot{u}}u + X_{uu}u|u| + X_{AD} \quad (18.a)$$

$$Y_D = Y_{\dot{v}}v|v| + Y_{AD} \quad (18.b)$$

$$N_D = N_{\dot{r}}r|r| + N_{AD} \quad (18.c)$$

Onde:

X_D , Y_D , N_D , são as forças e momento devido ao amortecimento viscoso.

X_{AD} , Y_{AD} , N_{AD} , incluem os coeficientes de amortecimento adicionais que sejam necessários incluir em função de resultados experimentais ou observações.

Reunindo os termos de origem potencial, os oriundos de efeitos lineares de asa e os quadráticos de origem viscosa, os cúbicos oriundos de efeitos não lineares de asa e termos adicionais que deverão ser obtidos através de procedimentos experimentais e considerando que o corpo é simétrico temos:

$$X_{HYD} = X_{\dot{u}}\dot{u} - Y_{\dot{v}}vr - Y_{\dot{r}}r^2 + X_u u + X_{uu}u|u| + X_{AD}(u, v, r) \quad (19.a)$$

$$Y_{HYD} = Y_{\dot{v}}\dot{v} + X_{\dot{u}}ur + Y_{\dot{r}}\dot{r} + Y_v^*uv + Y_r^*ur + Y_{vv}v|v| + Y_{rr}r|r| + Y_{vvr}^*v^2r/u + Y_{rvr}^*r^2v/u + Y_{vvv}^*v^3/u + Y_{rrr}^*r^3/u + Y_{AD}(u, v, r) \quad (19.b)$$

$$N_{HYD} = N_{\dot{r}}\dot{r} + (Y_{\dot{v}} - X_{\dot{u}})uv + Y_{\dot{r}}(\dot{v} + ur) + N_v^*uv + N_r^*ur + N_{vv}v|v| + N_{rr}r|r| + N_{vvr}^*v^2r/u + N_{rvr}^*r^2v/u + N_{vvv}^*v^3/u + N_{rrr}^*r^3/u + N_{AD}(u, v, r) \quad (19.c)$$

Reescrevendo as equações de movimento, substituindo as forças de manobra pelas expressões acima definidas, considerando a simetria do navio e rearranjando tem-se:

$$(m - X_{\dot{u}})\dot{u} + (-mv_f - mx_G r)r + (Y_{\dot{v}}v + Y_{\dot{r}}r)r - X_u u = X_{uu}u|u| + X_{AD}(u, v, r) + X_{RUD} + X_{PROP} + X_{THR} + X_{WIND} + X_{WAV} \quad (20.a)$$

$$(m - Y_{\dot{v}})\dot{v} + (mx_G - Y_{\dot{r}})\dot{r} + (mu_f - X_{\dot{u}}u)r - Y_v^*uv - Y_r^*ur = Y_{vv}v|v| + Y_{rr}r|r| + Y_{vvr}^*v^2r/u + Y_{rvr}^*r^2v/u + Y_{vvv}^*v^3/u + Y_{rrr}^*r^3/u + Y_{AD}(u, v, r) + Y_{RUD} + Y_{PROP} + Y_{THR} + Y_{WIND} + Y_{WAV} \quad (20.b)$$

$$\begin{aligned}
& (I - N_{\dot{r}})\dot{r} + (mx_G - Y_{\dot{r}})\dot{v} + (mx_G r + mv_f)u + (-Y_{\dot{v}}v - Y_{\dot{r}}r)u + (X_u u - mu_f)v - N_v^* uv - N_r^* ur \\
& = N_{vv} v|v| + N_{rr} r|r| + N_{vvr}^* v^2 r / u + N_{rvr}^* r^2 v / u + N_{vvv}^* v^3 / u + N_{rrr}^* r^3 / u + \\
& N_{AD}(u, v, r) + N_{RUD} + N_{PROP} + N_{THR} + N_{WIND} + N_{WAV}
\end{aligned} \tag{20.c}$$

II.3 – Expressões das Forças de Manobra

As formulações mais empregadas para representar as reações hidrodinâmicas transversal e de momento podem ser classificadas em formulações cúbica e quadrática. Em manobras para velocidades normais em torno da velocidade de projeto do navio utilizam-se modelos cúbicos, quadráticos e até mais abrangentes. Para baixas velocidades a formulação quadrática corresponde mais á física do problema:

$$X_H = X_u \dot{u} + X_{uu} u|u_0| + X_{vr} v|r| \tag{21.a}$$

$$Y_H = Y_{\dot{v}} \dot{v} + Y_{\dot{r}} \dot{r} + Y_v^* v u_0 + Y_r^* r u_0 + Y_{v|v|} v|v| + Y_{r|r|} r|r| \tag{22.b}$$

$$N_H = N_{\dot{r}} \dot{r} + N_{\dot{v}} \dot{v} + N_v^* v u_0 + N_r^* r u_0 + N_{v|v|} v|v| + N_{r|r|} r|r| \tag{22.c}$$

Muitas vezes são introduzidas alterações com base em resultados obtidos experimentalmente. Pode-se dizer que de forma geral, novos termos não lineares são incorporados ao modelo.

Na formulação de C.L. Crane [61], que também foi adotada por Norrbin [56], em baixas velocidades, onde a velocidade de referência u é da mesma ordem de v e r , e ocorrem grandes ângulos de ataque e onde os efeitos viscosos não podem ser desprezados, adota-se uma aproximação quadrática. Isto é possível explicar se lembrarmos da dependência entre as forças viscosas atuantes em corpo e os quadrados

das velocidades incidentes. As justificativas, no entanto, se basearam em resultados experimentais.

As equações de movimento, para baixas velocidades, tomam a seguinte forma:

$$m(\dot{u} - v_f r - x_G \dot{r}^2) = X_{\dot{u}} \dot{u} + X_{uu} u |u_0| + X_{vr} |v| |r| + X_{RUD} + X_{PROP} + X_{THR} + X_{WIND} + X_{WAV} \quad (23.a)$$

$$\begin{aligned} m(\dot{v} + u_f r + x_G \dot{r}) = \\ = Y_{\dot{v}} \dot{v} + Y_{\dot{r}} \dot{r} + Y_v^* v u_0 + Y_r^* r u_0 + Y_{vv} v |v| + Y_{rr} r |r| + Y_{RUD} + Y_{PROP} + Y_{THR} + Y_{WIND} + Y_{WAV} \end{aligned} \quad (23.b)$$

$$\begin{aligned} I_{\dot{r}} \dot{r} + m x_G (\dot{v} + u_f r) = \\ = N_{\dot{v}} \dot{v} + N_{\dot{r}} \dot{r} + N_v^* v u_0 + N_r^* r u_0 + N_{vv} v |v| + N_{rr} r |r| + N_{RUD} + N_{PROP} + N_{THR} + N_{WIND} + N_{WAV} \end{aligned} \quad (23.c)$$

Muitas vezes as equações são apresentadas na forma adimensional, dividindo-se as equações de força por $0.5 \rho L p p^2 u_0$ e de momento por $0.5 \rho L p p^3 u_0$.

Para as forças longitudinais são obtidos:

$$\begin{aligned} \frac{m - X_{\dot{u}}}{0.5 \rho L_{pp}^2 u_0^2} \dot{u} - \frac{m v_f r}{0.5 \rho L_{pp}^2 u_0^2} - \frac{m x_G}{0.5 \rho L_{pp}^2 u_0^2} r^2 = \frac{X_{uu} u |u_0|}{0.5 \rho L_{pp}^2 u_0^2} + \frac{X_{vr} |v| |r|}{0.5 \rho L_{pp}^2 u_0^2} \frac{u}{|u|} |v| |r| + \\ + \frac{X_{RUD}}{0.5 \rho L p p^2 u_0^2} + \frac{X_{PROP}}{0.5 \rho L p p^2 u_0^2} + \frac{X_{THR}}{0.5 \rho L p p^2 u_0^2} + \frac{X_{WIND}}{0.5 \rho L p p^2 u_0^2} + \frac{X_{WAV}}{0.5 \rho L p p^2 u_0^2} \end{aligned}$$

Ou,

$$\begin{aligned} & \frac{m - X_{\dot{u}}}{0.5\rho L_{pp}^3} \frac{L_{pp}\dot{u}}{u_0^2} - \frac{m}{0.5\rho L_{pp}^3} \frac{v_f}{u_0} \frac{rL_{pp}}{u_0} - \frac{m}{0.5\rho L_{pp}^3} \frac{x_G}{L_{pp}} \left(\frac{rL_{pp}}{u_0} \right)^2 = \\ & = \frac{X_{uu}}{0.5\rho L_{pp}^2} \frac{u^2}{u_0^2} + \frac{X_{vr}|v||r|}{0.5\rho L_{pp}^3} \frac{u}{|u|} \frac{v}{u_0} \frac{rL_{pp}}{u_0} + X'_{RUD} + X'_{PROP} + X'_{THR} + X'_{WIND} + X'_{WAV} \end{aligned}$$

Com isto chega-se a:

$$\begin{aligned} (m' - X'_{\dot{u}})\dot{u}' - m'x'_G r'^2 - m'v'_f r' &= X'_{uu} + X'_{|v||r|} \frac{u'}{|u'|} |v'| |r'| + \\ &+ X'_{RUD} + X'_{PROP} + X'_{THR} + X'_{WIND} + X'_{WAV} \end{aligned} \quad (24)$$

Para a equação de forças laterais tem-se:

$$\begin{aligned} & \frac{m - Y_{\dot{v}}}{0.5\rho L_{pp}^2} \frac{\dot{v}}{u_0^2} - \frac{Y_{\dot{r}}}{0.5\rho L_{pp}^2} \frac{\dot{r}}{u_0^2} + \frac{mu_f r}{0.5\rho L_{pp}^2 u_0^2} + \frac{mx_G}{0.5\rho L_{pp}^2 u_0^2} \dot{r} = \\ & = \frac{Y_v^* v u_0}{0.5\rho L_{pp}^2 u_0^2} + \frac{Y_r^* r u_0}{0.5\rho L_{pp}^2 u_0^2} + \frac{Y_{|v||r|} |v||r|}{0.5\rho L_{pp}^2 u_0^2} + \frac{Y_{r|r} |r||r|}{0.5\rho L_{pp}^2 u_0^2} + \frac{Y_{RUD}}{0.5\rho L_{pp}^2 u_0^2} \\ & + \frac{Y_{PROP}}{0.5\rho L_{pp}^2 u_0^2} + \frac{Y_{THR}}{0.5\rho L_{pp}^2 u_0^2} + \frac{Y_{WIND}}{0.5\rho L_{pp}^2 u_0^2} + \frac{Y_{WAV}}{0.5\rho L_{pp}^2 u_0^2} \end{aligned}$$

Então,

$$\begin{aligned} & \frac{m - Y_{\dot{v}}}{0.5\rho L_{pp}^3} \frac{L_{pp}\dot{v}}{u_0^2} - \frac{Y_{\dot{r}}}{0.5\rho L_{pp}^4} \frac{L_{pp}^2 \dot{r}}{u_0^2} + \frac{m}{0.5\rho L_{pp}^3} \frac{u_f}{u_0} \frac{rL_{pp}}{u_0} + \frac{m}{0.5\rho L_{pp}^3} \frac{x_G}{L_{pp}} \frac{L_{pp}^2 \dot{r}}{u_0^2} = \\ & = \frac{Y_v^*}{0.5\rho L_{pp}^2} \frac{v u_0}{u_0^2} + \frac{Y_r^*}{0.5\rho L_{pp}^3} \frac{r u_0 L_{pp}}{u_0^2} + \frac{Y_{|v||r|}}{0.5\rho L_{pp}^2} \frac{|v||r|}{u_0^2} + \frac{Y_{r|r}}{0.5\rho L_{pp}^2} \frac{|r||r| L_{pp}^2}{u_0^2} + \\ & + Y'_{RUD} + Y'_{PROP} + Y'_{THR} + Y'_{WIND} + Y'_{WAV} \end{aligned}$$

Com isto chega-se a:

$$\begin{aligned} (m' - Y'_{\dot{v}})\dot{v}' - Y'_{\dot{r}} \dot{r}' + m'u'_f r' + m'x'_G \dot{r}' &= Y'_{v'} v' + Y'_{r'} r' + Y'_{|v||r|} |v'| |r'| + Y'_{r|r} |r'| |r'| + \\ &+ Y'_{RUD} + Y'_{PROP} + Y'_{THR} + Y'_{WIND} + Y'_{WAV} \end{aligned} \quad (25)$$

Para a equação dos momentos tem-se:

$$\begin{aligned} & \frac{I - N_{\dot{r}}}{0.5\rho L_{pp}^3 u_0^2} \dot{r} - \frac{N_{\dot{v}}}{0.5\rho L_{pp}^3 u_0^2} \dot{v} + \frac{m x_G u_f r}{0.5\rho L_{pp}^3 u_0^2} = \\ & = \frac{N_v^* v u_0}{0.5\rho L_{pp}^3 u_0^2} + \frac{N_r^* r u_0}{0.5\rho L_{pp}^3 u_0^2} + \frac{N_{v|v}|v|}{0.5\rho L_{pp}^3 u_0^2} + \frac{N_{r|r}|r|}{0.5\rho L_{pp}^3 u_0^2} + \frac{N_{RUD}}{0.5\rho L_{pp}^3 u_0^2} \\ & + \frac{N_{PROP}}{0.5\rho L_{pp}^3 u_0^2} + \frac{N_{THR}}{0.5\rho L_{pp}^3 u_0^2} + \frac{N_{WIND}}{0.5\rho L_{pp}^3 u_0^2} + \frac{N_{WAV}}{0.5\rho L_{pp}^3 u_0^2} \end{aligned}$$

Então,

$$\begin{aligned} & \frac{I - N_{\dot{r}}}{0.5\rho L_{pp}^5 u_0^2} \frac{L_{pp}^2 \dot{r}}{L_{pp}^2} - \frac{N_{\dot{v}}}{0.5\rho L_{pp}^4 u_0^2} \frac{L_{pp} \dot{v}}{L_{pp}} + \frac{m}{0.5\rho L_{pp}^3} \frac{x_G}{L_{pp}} \frac{u_f}{u_0} \frac{L_{pp} r}{u_0} = \\ & = \frac{N_v^*}{0.5\rho L_{pp}^3} \frac{v u_0}{u_0^2} + \frac{N_r^*}{0.5\rho L_{pp}^3} \frac{r u_0 L_{pp}}{u_0^2} + \frac{N_{v|v}|v|}{0.5\rho L_{pp}^3} \frac{|v|}{u_0^2} + \frac{N_{r|r}|r|}{0.5\rho L_{pp}^3} \frac{|r| L_{pp}^2}{u_0^2} + \\ & + N'_{RUD} + N'_{PROP} + N'_{THR} + N'_{WIND} + N'_{WAV} \end{aligned}$$

E finalmente,

$$\begin{aligned} (I' - N'_{\dot{r}}) \dot{r}' - N'_{\dot{v}} \dot{v}' + m' x'_G u'_f r' = N'_v v' + N'_r r' + N'_{v|v}|v'| + N'_{r|r}|r'| + \\ + N'_{RUD} + N'_{PROP} + N'_{THR} + N'_{WIND} + N'_{WAV} \end{aligned} \quad (26)$$

No caso de modelos cúbicos, que alguns autores preferem utilizar para velocidades normais, têm-se para a força lateral e o momento as expressões (Eda e Crane, Jr.) [59]:

Forças na direção x:

$$X_{HYD} = X_u \dot{u} + X_{uu} u |u| + X_{vr} vr + X_{vv} v^2 \quad (27)$$

Forças na direção y:

$$Y_{HYD} = Y_{\dot{v}}\dot{v} - Y_{\dot{r}}\dot{r} + Y_v^*vu_0 + Y_r^*ru_0 + Y_{vvr}^*v^2r/u_0 + Y_{rvv}^*r^2v/u_0 + Y_{vvv}^*v^3/u_0 + Y_{rrr}^*r^3/u_0 \quad (28)$$

Para a equação de momentos tem-se:

$$N_{HYD} = N_{\dot{v}}\dot{v} - N_{\dot{r}}\dot{r} + N_v^*vu_0 + N_r^*ru_0 + N_{vvr}^*v^2r/u_0 + N_{rvv}^*r^2v/u_0 + N_{vvv}^*v^3/u_0 + N_{rrr}^*r^3/u_0 \quad (29)$$

Utilizando as expressões acima se chega as seguintes equações na forma adimensional:

Equação das forças longitudinais:

$$(m' - X'_u)\dot{u}' + m'x'_G r'^2 - m'v'r' = X'_{uu}u'^2 + X'_{vr}v'r' + X'_{vv}v'^2 + X'_{RUD} + X'_{PROP} + X'_{THR} + X'_{WIND} + X'_{WAV} \quad (30)$$

Equação das forças Transversais:

$$(m' - Y'_v)\dot{v}' - Y'_r\dot{r}' + m'x'_G\dot{r}' + m'u'r' = Y'_vv' + Y'_rr' + Y'_{vvr}v'^2r' + Y'_{rvv}r'^2v' + Y'_{vvv}v'^3 + Y'_{rrr}r'^3 + Y'_{RUD} + Y'_{PROP} + Y'_{THR} + Y'_{WIND} + Y'_{WAV} \quad (31)$$

Equação de Momentos:

$$(I' - N'_r)\dot{r}' - N'_v\dot{v}' + m'x'_Gu'r' + m'x'_G\dot{v}' = N'_vv' + N'_rr' + N'_{vvr}v'^2r' + N'_{rvv}r'^2v' + N'_{vvv}v'^3 + N'_{rrr}r'^3 + N'_{RUD} + N'_{PROP} + N'_{THR} + N'_{WIND} + N'_{WAV} \quad (32)$$

II.4 - Forças Induzidas pelo Sistema de Propulsão

A abordagem tradicional para o cálculo da força e do torque atuantes em um propulsor baseia-se em dados em ensaios em água aberta, onde o propulsor está isolado do casco. A partir dos resultados destes ensaios são obtidas curvas características do propulsor. Estas curvas são definidas em termos do coeficiente adimensional de avanço J , definido por:

$$J = \frac{u_p}{nD_p}$$

onde:

u_p , é a velocidade de avanço do propulsor, ou a velocidade da correnteza projetada na entrada do propulsor.

D_p é o diâmetro do propulsor.

n é a rotação do propulsor em rps.

Através dos ensaios em água aberta, obtêm-se os coeficientes de torque K_Q , e de empuxo K_T , funções do coeficiente de avanço J , definidos por:

$$K_T = \frac{T}{\rho |n| n D^4}, \quad K_Q = \frac{Q_p}{\rho |n| n D^5}$$

A partir da análise do diagrama de curvas características do propulsor em água aberta é possível aproximar o coeficiente de empuxo (K_T) e de torque (K_Q) através de polinômios de segundo grau.

A inclusão de termos associados à presença do casco, coeficiente de esteira e de redução da força propulsiva, pode ser feita através da divisão por setores que delimitem a atuação do propulsor em função de u e n , e da inclusão de coeficientes de ajuste.

II.4.1 - Propulsor de Passo Fixo

Observando as curvas de K_T e K_Q pode-se dizer que os coeficientes de empuxo podem ser aproximados por um polinômio do segundo grau da seguinte forma:

$$K_T = T / \rho n^2 D_p^4 = k_{p0} + k_{p1} J_p + k_{p2} J_p^2 \quad (33)$$

Onde k_0 , k_1 e k_2 são constantes a serem determinadas em função de testes com modelos em água aberta ou séries de modelos.

A partir dessa formulação tem-se:

$$T = k_0 \rho n^2 D_p^4 + K_1 \rho D_p^3 u_p n + K_2 \rho D_p^2 u_p^2 \quad (34)$$

Esta formulação permite expressar o empuxo do propulsor, em função de sua velocidade de avanço e rotação, na forma de uma soma com termos em velocidade ao quadrado, velocidade combinada com rotação e rotação ao quadrado.

Quando o propulsor atua na esteira do navio, fica sujeito a um campo de velocidades não uniforme diferente das condições de águas abertas. Também introduz alterações no escoamento sobre parte de ré do casco. Seguindo-se a concepção do modelo modular são introduzidas correções sobre os coeficientes do propulsor para incorporar estes efeitos, relacionando-os com a velocidade relativa do navio.

Assim, é possível representar a força longitudinal de um propulsor de passo fixo através da expressão:

$$X_{PROP} = c_{p1}n^2 + c_{p2}un + c_{p3}u^2 \quad (35)$$

Na maioria dos propulsores de formato convencional, a rotação não produz apenas empuxo na direção longitudinal do navio. Exposto a um campo de velocidades não uniforme, devido à esteira o propulsor produz uma força lateral. Esse efeito devido à força lateral, também conhecido por efeito “paddle wheel”, é acentuado em baixas velocidades. Esta força também induz um momento.

Com isto a expressão final para o módulo do sistema de propulsão é representada por:

$$\begin{aligned} X_{PROP} &= c_{p1}u^2 + c_{p2}un + c_{p3}n^2 \\ Y_{PROP} &= b_{p1}u^2 + b_{p2}un + b_{p3}n^2 \\ N_{PROP} &= a_{p1}u^2 + a_{p2}un + a_{p3}n^2 \end{aligned} \quad (36)$$

Para melhor representar as forças através desta formulação deve-se considerar que os coeficientes dependam de regiões de atuação. As regiões de atuação do propulsor podem ser divididas em quadrantes, em função dos sinais de u e n , fazendo-se um ajuste de cada seção da curva para um polinômio.

A divisão do regime do propulsor em quatro quadrantes que identificam as regiões de trabalho foi bem estruturada nos trabalhos desenvolvidos por Van Lammeren [89] e por Eda [59].

A grande vantagem do emprego dessa metodologia é que a mesma não é de tão grande complexidade, fornece ótimos resultados em baixas velocidades, seja em

movimento à vante ou à ré, em velocidades baixas ou medianas, e permite que a partir de avaliações de resultados anteriores façam-se ajustes ou correções de maneira relativamente rápida.

Na figura 2, abaixo, apresenta-se um exemplo das divisões por quadrantes da curva $K_t(J)$, em função do regime de trabalho do propulsor:

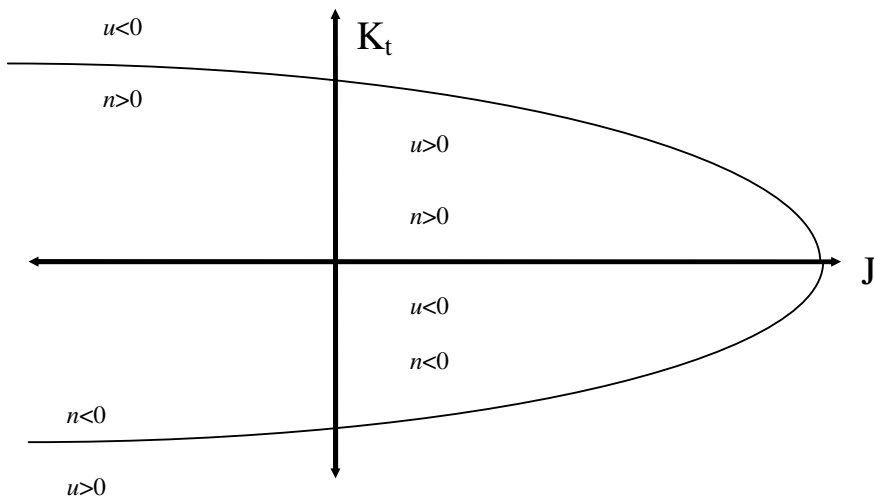


Figura 2 – Regiões de regime de atuação do propulsor

II.4.2 - Propulsor de Passo Controlável

Os propulsores de passo controlável introduzem uma segunda variável de controle, a variação de passo, que no modelo matemático é acrescentada ao modelo do

propulsor de passo fixo fazendo uso de multiplicadores aplicados a cada coeficiente que permita relacionar a condição de um passo atual com o passo máximo.

O relacionamento das variações de passo com a rotação do propulsor, a velocidade do escoamento da superfície e de seus termos cruzados podem se dar na forma linear, quadrática e, em alguns casos, até cúbica [42].

A partir da razão entre o passo máximo e o atual, define-se:

$$R = 1 - \frac{P}{P_{\max}}$$

Onde:

$$P = \text{Passo}$$

$$P_{\max} = \text{Passo}_{\text{máximo}}$$

Com R definem-se os multiplicadores $Mult$:

$$Mult = 1 + p1 * R + p2 * R^2 + p3 * R^3$$

Com isto, o modelo do sistema propulsivo com passo variável passa a ser:

$$\begin{aligned} X_{PROP} &= c_p 1 * M_{cp1} * u^2 + c_p 2 * M_{cp2} * u * n + c_p 3 * M_{cp3} * n^2 \\ Y_{PROP} &= b_p 1 * M_{bp1} * u^2 + b_p 2 * M_{bp2} * u * n + b_p 3 * M_{bp3} * n^2 \\ N_{PROP} &= a_p 1 * M_{ap1} * u^2 + a_p 2 * M_{ap2} * u * n + a_p 3 * M_{ap3} * n^2 \end{aligned} \quad (37)$$

II.5 – O modelo matemático da máquina

O Coeficiente K_Q pode ser analisado da mesma forma com que foi o coeficiente K_T , ou seja, através do diagrama de curvas características do propulsor em água-aberta, e seus valores podem ser aproximados por um polinômio do segundo grau através da expressão:

$$K_Q = Q / \rho n^2 D_p^5 = k_{q0} + k_{q1} J + k_{q2} J^2 \quad (38)$$

Onde $k_{q0}, k_{q1} J, k_{q2} J^2$ são constantes a serem determinadas em função de testes com modelos em água aberta ou séries de modelos.

A partir dessa formulação tem-se:

$$Q_p = k_{q0} \rho n^2 D^5 + k_{q1} \rho D^4 u_p n + k_{q2} \rho D^3 u_p^2 \quad (39)$$

Esta formulação permite expressar o torque do propulsor em função da velocidade de avanço e da rotação do propulsor na forma de uma soma com termos em velocidade ao quadrado, velocidade combinada com rotação e rotação ao quadrado:

Ao isolar os termos do torque do propulsor em função de u^2 , $u * n$ e n^2 , pode-se obter o seu valor atual para uma rotação e velocidade correntes:

$$Q_p = q_1 * u^2 + q_2 * u * n + q_3 * n^2 \quad (40)$$

Onde Q_p representa o torque corrente, ou atual, do propulsor e q_1, q_2, q_3 q_3 são os seus respectivos coeficientes.

O eixo do propulsor é sujeito ao torque fornecido pelo motor (Q_m) e ao torque

resistente hidrodinâmico (Q_p). Sendo I_p o momento de inércia das estruturas girantes, incluindo o propulsor, o eixo e a inércia hidrodinâmica adicional, pode-se escrever [62]:

$$2\pi * I_p * \dot{n} = Q_m - Q_p \quad (41)$$

II.5.1 – A Realimentação em Malha Fechada

Para que o empuxo fornecido pelo propulsor acompanhe um empuxo referência através de um comando dado por um algoritmo de alocação ou por um dispositivo de controle, deve existir uma realimentação em malha fechada.

Esta realimentação em malha fechada pode ser estruturada através dos seguintes passos:

Passo 1 – Determinação do empuxo de referência, T_{ref}

O empuxo referencia está associado a uma velocidade de equilíbrio e a uma rotação correspondente. A intensidade do empuxo referência possui valor de igual intensidade da resistência do casco, para uma dada velocidade de equilíbrio.

Para calcular o empuxo referência procura-se igualar os termos de resistência do navio com os termos de empuxo do propulsor. Em sistemas de posicionamento dinâmico a velocidade de equilíbrio (u_e) é uma velocidade desejada inserida pelo operador. Como primeira aproximação pode-se escrever:

$$T_{ref} = X_{uu}(u_e) * u_e^2 * \rho * L_{pp}^2 / 2 \quad (42)$$

Passo 2 – Determinação da rotação comandada, n_c

Tradicionalmente, a referencia de empuxo, é transformada em referência de rotação, n_c , com isto, ao se solicitar uma rotação diferente da atual o torque da máquina deverá suprir uma demanda de rotação.

Devido a dificuldades da medição ou estimativa da velocidade a montante de cada propulsor, admite-se em geral, a velocidade em torno da velocidade de avanço nula, ou condição de “bollard pull” [fossen], ou seja:

$$n_c = \sqrt{\frac{|T_{ref}|}{\rho D K_{T0}}} \quad (43)$$

$$K_{T0} = K_T \Big| J = 0$$

Passo 3 – Cálculo do torque atual e do torque de equilíbrio

A intensidade do torque atual para uma rotação e velocidade corrente, é dado pela expressão polinomial (40):

$$Q_p = q_1 * u^2 + q_2 * u * n + q_3 * n^2$$

O torque de equilíbrio é um torque estimado e corresponde ao que se teria quando o navio atingisse a rotação comandada e a velocidade de equilíbrio, ou seja:

$$Q_E = Q_E(n_c, u_e) \quad (44)$$

$$Q_E = q_1 * u_e^2 + q_2 * u_e * n_c + q_3 * n_c^2$$

Passo 4 – Cálculo do torque fornecido pelo motor em fases transientes

A resposta da máquina em estado transientes, Q_m , será função das variações de rotação até alcançar-se o torque de equilíbrio. Para o caso da rotação comandada ser maior que a atual tem-se:

$$Q_m = Q_E \left[k_a - (k_a - 1) \left(\frac{n_i}{n_c} \right) \right] \quad (45)$$

Ou, no caso contrário:

$$Q_m = Q_E \left[k_a - k_b \left(\frac{n_i}{n_c} \right) \right] \quad (46)$$

Onde:

n_c = rotação comandada.

n_i = rotação no $i^{\text{ésimo}}$ tempo de iteração.

k_a = coeficiente de torque disponível da máquina.

k_b = coeficiente de torque para frenagem da máquina.

Passo 5 – Cálculo da variação de rotação no tempo

Utilizando a equação (41), tem-se:

$$\dot{n} = \frac{Q_m - Q_p}{2\pi * I_p} \quad (47)$$

Passo 5 – Cálculo da nova rotação

A nova rotação é calculada por:

$$n_i \leftarrow n_i + \dot{n}\Delta t \quad (48)$$

II.6 - Forças induzidas pelo Leme

O leme é tratado como um dispositivo padrão que produz forças laterais e longitudinais, e induz momentos de guinada. Na modelagem matemática das forças induzidas pelo leme são também incluídas as interações impostas pelo casco e pelo propulsor e a interferência do leme sobre o próprio casco.

Uma metodologia bastante empregada para definir a ação do leme para uso em tempo real é a que determina inicialmente a força de sustentação do leme sem a interferência do casco e do leme, a partir de resultados obtidos em tanques de reboque (água-aberta) e de água circulante. Posteriormente, os valores das forças são corrigidos para levar em conta as perturbações do casco e do propulsor. Para tal se introduziu a idéia de velocidade média de entrada do fluxo no leme e de um ângulo de ataque, para quando o mesmo estivesse atrás do propulsor e do casco. Deve-se observar que na prática é impossível se imaginar um fluxo não perturbado entrando em todos os pontos do domínio fluido.

A força normal ao plano diametral à superfície do leme é proporcional ao ângulo de ataque, α_R , e a função $f(\lambda)$ que define a sua sustentação como função da razão de aspecto λ [60]:

$$F'_N = \frac{1}{2} \rho A_R u_R^2 f(\lambda) \alpha_R / \frac{1}{2} \rho L_{pp}^2 u^2 \quad (49)$$

A função que representa as características de sustentação do leme em água-aberta, $f(\lambda)$ pode ser estimada numericamente.

Uma fórmula empírica que pode ser utilizada é a apresentada por Fujii [60].

$$f(\lambda) = \frac{6.13\lambda}{\lambda + 2.25} \quad (50)$$

Esta fórmula é proveniente de testes realizados com uma velocidade incidente constante em toda região do leme. As correções para diferentes velocidades incidentes são efetuadas através da componente que caracteriza a velocidade do fluxo incidente (u_r).

Para estimar o valor efetivo da velocidade do fluxo no leme (u_r), é realizada uma série de testes práticos, incorporando-se o propulsor, onde são medidas diversas forças normais agindo sobre o leme e comparados os resultados com os de água-aberta. O objetivo dessas comparações é a de se incorporar os efeitos das interações com casco e propulsor através de uma velocidade de referência. O mesmo tipo de teste é utilizado para se determinar o ângulo de entrada do fluxo (α_r).

Para uma situação idealizada de fluxo uniforme, superpondo-se com um efeito de rotação, temos que a velocidade incidindo sobre o leme a uma distância, cr do centro de rotação é dada por:

$$u_r^2 = u^2 + 4\pi * n * cr + (2\pi * n * cr)^2 \quad (51)$$

Como na esteira do navio não há uma entrada de fluxo uniforme tem-se u_r dependente da velocidade do navio (u) e da rotação do propulsor (n), que difere conceitualmente da forma como são conduzidos os testes com lemes. Mantendo-se a concepção do modelo, trabalha-se com uma velocidade equivalente, dependente da velocidade do navio e da rotação do propulsor e com coeficientes de força que expressem esses efeitos os quais dependem das características do propulsor e do casco. Uma abordagem similar é dada ao arrasto.

Para grandes ângulos de ataque a sustentação do leme não é mais simplesmente proporcional ao ângulo de deflexão de leme, torna-se necessária a inclusão dos termos de estolamento. Utilizando a expressão (51) em (49) e apoiado na teoria de perfis introduz-se uma formulação cúbica para a força lateral:

$$Y_{RUD} = [b_{R1} * u^2 + b_{R2} u * n + b_{R3} n^2] \delta + [b_{R4} * u^2 + b_{R5} u * n + b_{R6} n^2] \delta^3 \quad (52)$$

Para o momento em yaw induzido pelo leme tem-se:

$$N_{RUD} = [a_{R1} * u^2 + a_{R2} u * n + a_{R3} n^2] \delta + [a_{R4} * u^2 + a_{R5} u * n + a_{R6} n^2] \delta^3 \quad (53)$$

Os coeficientes a_i são definidos através da multiplicação dos coeficientes b_i pela distância do leme ao centro geométrico do navio (x_R):

$$a_i = b_i * x_R$$

De forma similar para o arraste tem-se:

$$X_{RUD} = [c_{R1} * u^2 + c_{R2} * u * n + c_{R3} * n^2] * \delta^2 \quad (54)$$

II.6.1 – A máquina do leme

Para a maioria dos navios o leme se movimenta com uma velocidade constante. Existem duas formas básicas para implementação da rotina da dinâmica da máquina do leme. Para navios cuja velocidade do leme é pequena, como em grandes navios petroleiros, pode-se criar um pequeno atraso para o início de sua atuação. Para navios com grande velocidade do leme torna-se necessário criar uma função de aproximação até que o leme atinja o valor de velocidade constante e uma função de decaimento até que o leme atinja o valor de deflexão máxima.

Capítulo III

O Modelo das Forças Ambientais

A controlabilidade do navio pode ser significativamente afetada pela ação de correntes, ventos e ondas que causam perda nas qualidades de manobra do navio e tiram habilidade de manutenção de um determinado rumo e posição. A resistência do navio também é alterada exigindo, às vezes, uma demanda maior de potência para chegarmos a uma determinada velocidade. Neste capítulo são abordados os modelos empregados para representar o vento, a correnteza e ondas.

III.1 – A Força do Vento

Através de experiências em tanques de prova e túnel de vento é possível organizar curvas de coeficientes de forças de vento em função de seu ângulo de incidência e velocidade verdadeiras levando-se em consideração a velocidade e o rumo do navio. Como exemplo deste procedimento destacam-se os testes realizados pela OCIMF [95] cuja finalidade era fazer uma avaliação da força aerodinâmica para navios petroleiros entre 150000 e 300000 TPB. De acordo com esta formulação as forças e momentos devidos ao vento são:

$$\begin{aligned} X_{WIND} &= 0.5\rho_{wind}L_{pp}^2u_{wind}^2C_{XW} \\ Y_{WIND} &= 0.5\rho_{wind}L_{pp}^2u_{wind}^2C_{YW} \\ N_{WIND} &= 0.5\rho_{wind}L_{pp}^3u_{wind}^2C_{NW} \end{aligned} \quad (55)$$

Onde:

X_{WIND} = Força em surge devida ao vento.

Y_{WIND} = Força em sway devida ao vento.

N_{WIND} = Momento em yaw devido ao vento.

ρ_{WIND} = Densidade do ar.

C_{XW} = Coeficiente da força do vento em surge (adimensional).

C_{YW} = Coeficiente da força do vento em yaw (adimensional).

C_{NW} = Coeficiente do momento induzido pelo vento em yaw (adimensional).

$$u_{wind} = V_{wind} \cos(\gamma) - u$$

$$v_{wind} = V_{wind} \sin(\gamma) - v$$

V_{wind} = velocidade relativa do vento

A velocidade relativa do vento, apresentado na Figura 3, é dada por:

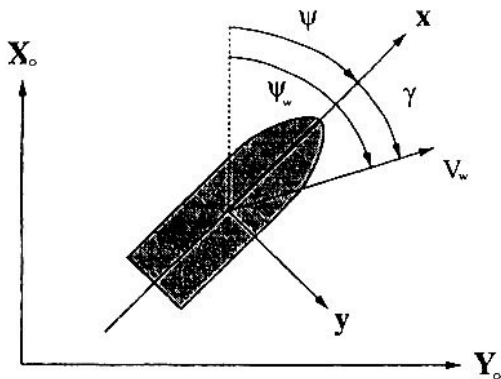


Figura – 3 Velocidade do vento e direção

$$\gamma = \tan^{-1} \left(\frac{u_{wind}}{v_{wind}} \right) = \text{Diferença entre o rumo do vento e o rumo do navio.}$$

ψ_w = Direção absoluta do vento.

III.1.1 – Representação dos coeficientes de força do vento por séries de Fourier

A extensão de resultados de testes dos coeficientes obtidos entre $0 \leq \theta \leq 2\pi$ será uma função periódica para um intervalo compreendido entre $-\infty \leq \theta \leq \infty$, assim os coeficientes podem ser representados por:

$$\begin{aligned} C_{xw} &= \sum_{i=1}^5 X_{pr}(i) \cos(i\theta_a) \\ C_{yw} &= \sum_{i=1}^5 Y_{pr}(i) \sin(i\theta_a) \\ C_{nw} &= \sum_{i=1}^5 N_{pr}(i) \sin(i\theta_a) \end{aligned} \tag{56}$$

Onde: θ_a = direção relativa do vento.

Obs.:

$\theta_a = 0$, vento pela popa.

$\theta_a = 90$, vento por bombordo.

$\theta_a = 180^0$, vento pela proa

$X_{pr}(i), Y_{pr}(i), N_{pr}(i)$ são coeficientes que estão relacionados com a geometria de subdivisões da área vélica do navio. Estas subdivisões são definidas pelo desenvolvedor levando-se em consideração a forma do navio. Por exemplo, para o caso de um navio petroleiro, temos $i = 1$ relacionando a seção da proa, $i = 2$ representa a região do costado compreendido entre a proa e até a superestrutura, $i = 3$ é a região da popa da embarcação, $i = 4$ é a superestrutura.

$$X_{pr}(i) = -A_i/L^2,$$

$$Y_{pr}(i) = A_i/L^2,$$

$$N_{pr}(i) = \sum_{n=1}^m A_n d_n$$

A_n , é a área longitudinal da seção selecionada.

d_n , é a distância longitudinal do centro da área A_n selecionada e o centro geométrico do navio.

III.2 – A Força de Corrente

Em presença de correntes as forças sobre o casco são oriundas da velocidade relativa casco-fluido. Assim a influência da corrente é incorporada ao modelo de derivadas hidrodinâmicas empregado para o casco, descrito no capítulo II, ou seja, as forças e momentos atuantes sobre o casco, são oriundos de expansão em série de Taylor, tendo como variáveis as componentes de velocidade relativa casco-fluido.

A velocidade relativa casco-fluido, apresentada na Figura 4, é definida por:

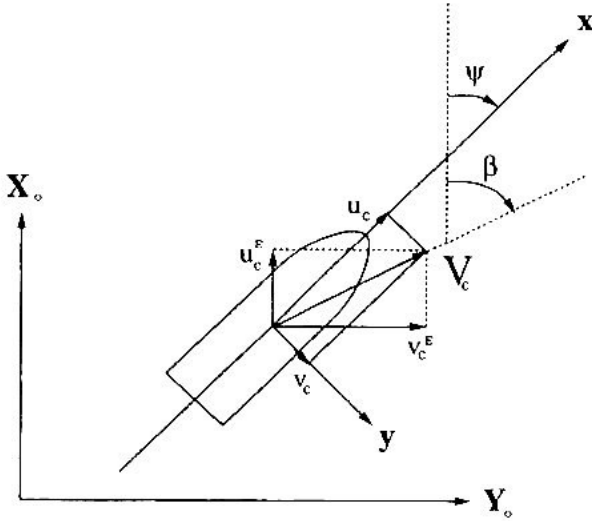


Figura – 4 – Velocidade da corrente e direção

$$u_r = u - u_c$$

$$v_r = v - v_c$$

$$u_{curr} = V_{curr} \cos(\beta_c - \psi)$$

$$v_{curr} = V_{curr} \sin(\beta_c - \psi)$$

(57)

V_{curr} e β_c São a velocidade e direção da corrente.

III.3 – A Força Devida às Ondas

A incidência de ondas de gravidade sobre corpos próximos à superfície livre induz sobre eles um campo de pressão variável no tempo e no espaço. Da integração desta pressão sobre as obras vivas pode-se calcular a força provocada pela incidência da onda. Pode-se verificar a existência de parcelas proporcionais à amplitude da onda incidente e na sua mesma faixa de frequência conhecida como forças de primeira ordem.

Verificam-se também parcelas proporcionais à amplitude e ao quadrado, chamadas de forças de segunda ordem, que são em amplitude, menores que a primeira.

As forças de segunda ordem apresentam componentes de baixa frequência que tem significativa influência sobre o navio em baixas velocidades ou na condição estacionária ($u=0$). Os esforços de segunda ordem médios (frequência nula) são chamados de forças de deriva média, e as outras componentes que são lentamente variáveis no tempo são conhecidos como forças de deriva lenta [96].

Neste trabalho, foi adotado o princípio da independência entre os movimentos de baixa frequência (exercidos pela corrente, vento e deriva de ondas de 2a ordem) e os de alta frequência (forças de primeira ordem) que estão na mesma faixa de frequência do espectro de ondas. Na representação inicial os mares são unidirecionais e sem espalhamento.

Para o cálculo dos termos de primeira ordem utilizam-se os Operadores de Amplitude de Resposta (RAO) do navio, este método pressupõe a linearidade entre a onda incidente e a resposta do navio.

A dedução para o cálculo das forças de deriva média de segunda ordem pode ser encontrada em Newman [97], fazendo uso de funções de transferência quadráticas:

$$\tau_{wave}^i = \sum_{j=1}^N \sum_{k=1}^N A_{wj} A_{wk} \left[T_{jk}^{ic} \cos((\omega_k - \omega_j)t + \varepsilon_k - \varepsilon_j) + T_{jk}^{is} \sin((\omega_k - \omega_j)t + \varepsilon_k - \varepsilon_j) \right] \quad (58)$$

Onde:

A_{wi} , ω_i , ε_i são as amplitudes, frequências e ângulos de fase das N componentes de ondas.

T_{jk}^{ic}, T_{jk}^{is} são as funções transferência de segunda ordem.

Newman [97] mostrou que essas funções podem ser determinadas por:

$$T_{jk}^{ic} = T_{kj}^{ic} = \frac{1}{2}(T_{jj}^{ic} + T_{kk}^{ic}) \quad (59)$$

Esta aproximação é conhecida como aproximação de Newman.

Com isto as variações lentas das derivas induzidas por ondas são aproximadas pela sua deriva média, resultando em:

$$\tau_{wave}^i = 2 \left(\left(\sum_{j=1}^N A_{wj} (T_{jk}^{ic})(\omega_i, \beta_{wave} - \psi) \right)^{\frac{1}{2}} \cos(\omega_j t + \epsilon_j) \right)^2 \quad (60)$$

A avaliação das forças de deriva lenta através das funções transferências quadráticas requer um grande esforço numérico e necessita de um sofisticado sistema de armazenamento de dados durante a simulação, sendo pré-calculados em programas específicos como o Wamit [113].

Capítulo IV

O Observador

Neste capítulo é definido um observador. São apresentados tipos e aplicações em sistemas de posicionamento dinâmico. Apresenta-se a razão pela a escolha de um observador não linear determinístico. É apresentada uma metodologia de projeto de observador a ser acoplado a um simulador de manobras. É feita a análise da estabilidade do observador escolhido fundamentada nos conceitos de estabilidade de Lyapunov e também são definidos ganhos de forma a atender requisitos ótimos de controle.

IV.1 Análise de Sistemas: Espaço de Estados e Observadores

Usualmente a análise de sistemas na qual exista a necessidade de controle é feita através de modelos baseados em equações diferenciais ordinárias tendo o tempo como variável independente. Entre as principais representações para tais modelos destaca-se a de espaço de estados, onde a dinâmica do modelo é construída através de sistemas de equações diferenciais de primeira ordem.

Como exemplo, pode-se considerar um sistema genérico a ser controlado representado pelo espaço de estados:

$$\begin{aligned}\dot{x}(t) &= Ax(t) + Bu(t) \\ y(t) &= Cx(t) + Du(t)\end{aligned}\tag{61}$$

Onde:

$x(t)$ = estado do sistema, $u(t)$ = entrada de controle, $y(t)$ = saída do sistema.

A , B , C e D são matrizes respectivamente conhecidas por matriz de estado, matriz de entrada, matriz de saída, matriz de transmissão direta.

O sistema dinâmico considerado (61) possui um estado em cada instante de tempo. O estado é uma variável, ou conjunto de variáveis, interna ao sistema e que varia ao longo do tempo. O sistema pode ser estruturado através de um diagrama de blocos, como representado na Figura 5:

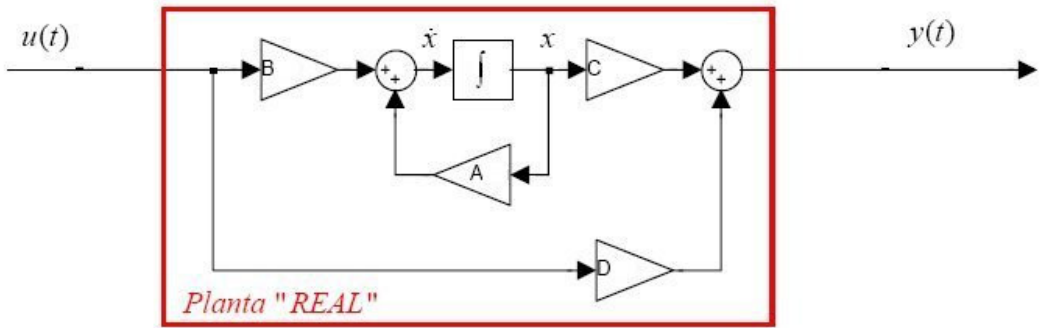


Figura 5 – Diagrama de blocos da planta real

No exemplo acima, percebe-se que a informação realimentada é o estado $x(t)$. Caso esta informação seja medida com exatidão e precisão tem-se o controle automático com realimentação em malha fechada.

Neste mesmo exemplo poderiam existir casos em que a informação de estado $x(t)$ não fosse medida, e conseqüentemente não estaria disponível para controle automático. Também poderiam existir situações em que as leituras de medida de estado $x(t)$ viessem a possuir erros de precisão e/ou exatidão. Para estas situações uma das soluções é a de se verificar a possibilidade de controle através da análise das outras informações disponíveis: a entrada $u(t)$ e a saída $y(t)$ e do emprego de observadores de estado.

A idéia dos observadores de estado é reproduzir a planta matematicamente (virtualmente) tal que o estado da planta matemática (que é acessível) seja o mesmo que a planta “real”. Existindo alguma diferença entre a saída real e a saída da planta matemática, este erro é realimentado na planta matemática de forma a corrigir a diferença e aproximar a planta matemática à planta real. Se este erro tender a zero, então o estado da planta virtual tenderá ao estado da planta real.

Os observadores de estado podem reconstruir os estados não medidos do sistema, desde que o mesmo seja observável, tornando possível, desta forma, estimar as medidas nos pontos de difícil acesso. A técnica dos observadores de estado consiste em desenvolver um modelo para o sistema em análise e comparar a estimativa da saída com a saída medida, a diferença entre os dois sinais presentes resulta em um resíduo que é utilizado para análise.

Um observador determinístico para o sistema (61) pode ser:

$$\begin{aligned}\dot{\hat{x}}(t) &= A\hat{x}(t) + Bu(t) + K(x(t) - \hat{x}(t)) \\ \hat{y}(t) &= C\hat{x}(t) + Du(t)\end{aligned}\tag{62}$$

Onde:

$\hat{x}(t)$ = Estimativa de estado ou estado estimado.

$\hat{y}(t)$ = Estimativa de saída ou saída estimada.

K = Matriz de ganho do observador.

Na Figura 6, abaixo, tem-se o diagrama de bloco representando o sistema com a planta “real” e o observador projetado para a mesma.

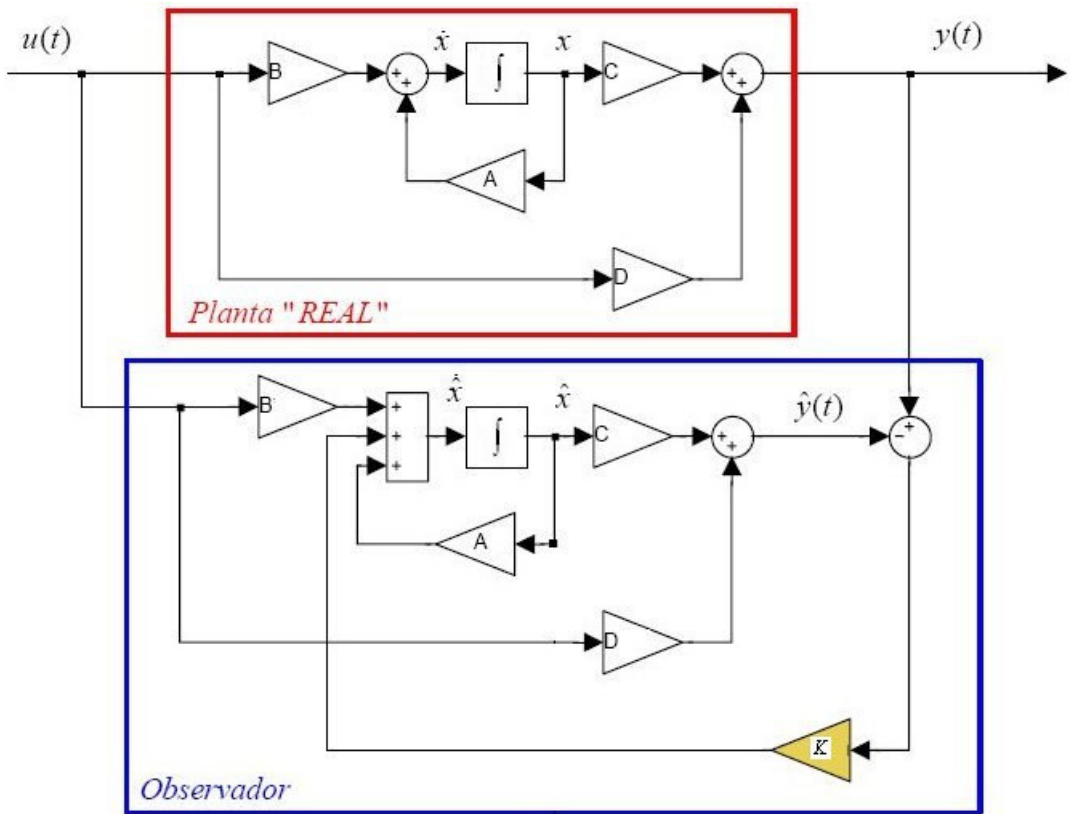


Figura 6 – Diagrama de blocos da planta real e do Observador

Definir ou projetar o observador de estados consiste em dimensionar o vetor de ganhos do observador, tal que o erro das estimativas tenda a zero com o tempo. A escolha da matriz de ganhos K do observador de estados deve ser feita de forma que sua dinâmica seja mais rápida que a dinâmica da planta. O projeto de um observador visa utilizar uma lógica que estabilize um sistema, para tal, existem diversas técnicas e ferramentas que servem de suporte para a definição de um algoritmo de estabilização. Neste trabalho a técnica empregada é que faz uso das funções controle de Lyapunov.

IV.2 O Conceito de Estabilidade Segundo Lyapunov

Os princípios aqui apresentados podem ser encontrados em Slotine and Li [100] e Khalil [32] de onde podem ser retiradas as provas para os teoremas apresentados.

O conceito de estabilidade de Lyapunov se aplica tanto para sistemas autônomos como para sistemas não autônomos. Um sistema é dito autônomo se as equações de estado do sistema possam ser escritas na forma:

$$\dot{x} = f(x)$$

Onde a função f não é dependente do tempo. De forma similar, o sistema não autônomo pode ser descrito por aquele cuja função f depende do tempo, ou seja:

$$\dot{x} = f(x, t)$$

IV.2.1 A Estabilidade de Lyapunov para Sistemas Autônomos

O método direto de Lyapunov é válido apenas para sistemas autônomos. Cabe ressaltar que nos seus trabalhos de Lyapunov estuda sistemas mecânicos, procurando descrever através de uma função escalar $V(x)$ a energia total do sistema, dada pela soma da energia potencial mais cinética. Para que o seu conceito de estabilidade possa ser estendido para sistemas genéricos a função escalar $V(x)$ irá representar uma “pseudo energia” dos mesmos. O método permite determinar em que parte do sistema existe ou não estabilidade.

Teorema A.1

Se existir uma função escalar $V(x)$ cujas primeiras derivadas sejam contínuas, e:

1. $V(x) > 0$ (positivo definida)
2. $\dot{V}(x) < 0$ (negativo definida)
3. $V(x) \rightarrow \infty, \|x\| \rightarrow \infty$ (sem limitação radial)

Então um ponto de equilíbrio x_e , que satisfaça $f(x_e) = 0$, possui estabilidade assintótica global.

Caso apenas 1. e 2. sejam cumpridos o sistema possui estabilidade assintótica.

Caso $f(x_e) = 0$ e apenas $\dot{V}(x) < 0$ seja cumprido temos apenas a condição de estabilidade local.

Na estabilidade assintótica existe garantia que caso o sistema esteja sujeito a perturbações o mesmo irá gradualmente retornar ao seu valor original não permanecendo apenas em repouso.

IV.2.2 A Estabilidade de Lyapunov para sistemas não autônomos

As técnicas de análise de estabilidade para sistemas não autônomos são empregadas no estudo de estabilidade de movimento. Tradicionalmente o estudo de

estabilidade de movimentos é um problema de análise de erros em torno de um ponto de equilíbrio. Para este tipo de sistema o teorema empregado é:

Teorema A.2

Se existir uma função escalar $V(x,t)$ cujas primeiras derivadas sejam contínuas, e:

1. $V(x,t) > 0$ (positivo definida)
2. $\dot{V}(x,t) < 0$ (negativo definida)
3. $V(x,t) \leq V_0(x) \quad \forall t \geq 0$ e $V_0(x) > 0$ (decrecente)
4. $V(x,t) \rightarrow \infty, \|x\| \rightarrow \infty$ (sem limitação radial)

Então um ponto de equilíbrio x_e , que satisfaça $f(x_e, t) = 0$, possui estabilidade assintótica global. Ou seja, surge um novo requisito em função da dependência do tempo: $V(x,t)$ deve ser decrescente. A satisfação das condições 1., 2. e 3. implica que o sistema possui estabilidade assintótica.

IV.3 O Observador em Sistemas de Posicionamento Dinâmico

Em um sistema de posicionamento dinâmico o observador é um módulo que recebe os sinais do sistema de sensoriamento e trata essas informações para serem entrada para ação de um controlador.

Existindo falta de informações sobre as variáveis de estado o observador faz as estimativas das mesmas com a finalidade de se calcular as ações a serem definidas pela lei de controle.

Usualmente em sistemas de posicionamento dinâmico aplicados em navios nem todas as variáveis de estado são medidas. Normalmente, só são medidas as variáveis de posição, dadas por, principalmente, equipamentos como DGPS, sistemas hidroacústicos, laser, etc. e rumo da embarcação fornecida por uma agulha giroscópica. As variáveis de estado relacionadas às velocidades são geralmente estimadas.

Cabe ressaltar que mesmo as medidas das variáveis de estado relativas à posição, quando medidas, possuem erros que necessitam serem avaliados, pois quando alguma grandeza física é medida com auxílio de algum instrumento que indica um determinado valor numérico surge a necessidade de se saber quão verdadeiro é esse valor numérico, isto é, quão próximo o número está da medida verdadeira. Para o bom desempenho e segurança de um sistema de controle de processo é necessário que a avaliação da medição dessas variáveis seja a mais precisa possível. No caso de medidas de posições com DGPS, que constitui o instrumento de medida de posição mais empregado, estes erros são menores que 1 metro, no entanto, a cada 1 segundo tem-se uma forte aleatoriedade no sinal que impede que o mesmo seja diretamente empregado pelo controlador.

Surge uma questão simples: Se a posição é conhecida e se quer a velocidade, não seria o caso de, simplesmente, derivar o sinal de posição? Não, pois na prática o ruído inerente à leitura de posição, ao ser derivado, se torna relativamente mais intenso, arruinando, assim, a estimativa de velocidade. Daí a utilidade do observador de estados.

Por isso, estuda-se um observador para gerar estimativas para ambas as variáveis de estado (mesmo que uma já seja conhecida).

Outra finalidade do observador é a de filtrar os movimentos do navio oriundos de perturbações de ondas do mar de alta frequência atenuando, assim, os movimentos rápidos de primeira ordem, evitando sobrecarga dos propulsores.

O sistema a ser estudado possui duas variáveis de estado: posição e velocidade. Somente a posição é mensurável.

IV-4 Um Observador Determinístico Não Linear Para Sistemas de Posicionamento Dinâmico

Existem três tipos principais de observadores para sistemas de posicionamento dinâmico de navios: os estocásticos, dentre os quais se destaca o Filtro Kalman, os baseados em redes neurais e os determinísticos. Nos dois primeiros o observador “aprende” o comportamento da embarcação, identificando-o através de processos estocásticos ou de redes neurais, gastando neste procedimento um determinado intervalo de tempo.

As três principais operações básicas de embarcações que empregam sistema de posicionamento dinâmico são a de manutenção de posição, acompanhamento de uma dada trajetória e realocação de posição, onde o navio sai de uma posição fixa estacionária para outra. Nos casos de acompanhamento de trajetória e realocação de posição quando empregando observadores estocásticos, as manobras são efetuadas de forma muito lenta para não comprometer o processo de “aprendizagem”. Outro fator

importante a ser considerado é a dependência em relação aos ganhos do observador que são inseridos por um operador. Muitas vezes, comandantes experientes preferem fazer este tipo de operação via controle manual.

Problemas sérios se apresentaram, no Brasil, quando se tentou atracar navios da Petrobras em terminais, inclusive com ocorrências de colisões, como o do navio “Cartola” no terminal de São Sebastião. Outro caso recente de acidente foi o de desatracação de uma plataforma operando com observador estocástico em Barra do Riacho, ES. O comandante, de forma imprudente, ligou o sistema de posicionamento automático e comandou o afastamento lateral do cais, sem esperar o tempo necessário de “aprendizagem”, acabando por avariar a embarcação.

Outro fator limitador verificado em relação ao acompanhamento de trajetórias é quanto ao uso de função transferência para definição da condução automática: a sua dependência em torno da velocidade de avanço [42]. As funções de transferência de Nomoto são exemplos empregados em sistemas de posicionamento dinâmico. Em casos de curvas fechadas ou quando componentes de forças ambientais atuam principalmente pelo través, têm-se o controle do governo do navio comprometido, devido a variações na condição de equilíbrio.

Visualizando que informações de manobras previamente simuladas com sucesso poderiam realimentar o processo de controle de trajetórias e de manobras automáticas, seria ideal que o observador não necessitasse de um processo de “aprendizagem”.

Mas a razão pela escolha de um observador determinístico em relação aos outros, recaiu sobre o fato de o mesmo poder fazer um uso maior das principais particularidades físicas já existentes no modelo matemático de um simulador de manobras já desenvolvido e dos coeficientes dos seus navios já testados e validados.

Outro fator considerado na escolha do observador é a de que o mesmo deveria possuir técnicas que estivessem no estado da arte. A escolha recaiu sobre um observador determinístico não-linear.

A partir da década de 90, foram construídas ferramentas de projeto bastante atrativas, através de procedimentos construtivos, aplicáveis a uma grande classe de sistemas não-lineares [98, 99, 100, 101], resultados da confluência de várias linhas de pesquisa: teoria de geometria diferencial aplicada a controle, conceitos de passividade em sistemas dinâmicos, controle baseado em funções de Lyapunov e controle robusto, entre outros.

Estas ferramentas de projeto apresentavam entre as suas características:

1. Algoritmos de controle simplificados: Algoritmos de programação curtos e menos complexos em sua lógica de manuseio o que reduz a probabilidade de erros de programação.
2. Custo efetivo: Em consequência do item 1, o tempo de construção de programação também é reduzido.
3. Desempenho e robustez: O desempenho e a estabilidade eram garantidos em razão da escolha de uma função de controle que garantia estabilidade, como pode ser verificado em trabalhos como os de Lin e Kanellakopoulos [3].
4. Sistema de referências de posição avançado, permitindo o controle de trajetórias, e consequentemente manobras especiais como de atracação/desatracação de navios.

IV.5 – O Desenvolvimento do Modelo do Observador

Nesta parte do trabalho será apresentada a técnica empregada no desenvolvimento do observador não linear.

O modelo do observador será construído a partir da linearização do modelo matemático que descreve a dinâmica do navio. Poder-se-ia perguntar: por que não empregar o modelo completo não linear, já conhecido e descrito no capítulo II. Inicialmente, por melhor que seja o modelo ele é somente uma aproximação do real e, além disso, a realimentação será feita a partir de sinais medidos de posição que possuem erros.

Para fins de simplificação e futuras análises, as equações de movimento do navio serão reescritas na forma vetorial. Propriedades importantes das mesmas serão aproveitadas como as de passividade e limitabilidade (“boundedness”).

Finalmente será estruturado o modelo matemático do observador, definindo o tratamento de seus erros através de ganhos para fins de garantias de estabilidade.

IV.6 – O Modelo Matemático na Forma Vetorial.

Para fins de simplificação podem-se representar sistemas MIMO na forma vetorial, em função da facilidade de visualização do problema, liberdade de associação de suas variáveis e possibilidade de obtenção de soluções através do uso de operadores da álgebra linear.

As equações que representam a dinâmica de movimento do navio, apresentadas no capítulo II, podem ser reestruturadas na forma vetorial por:

$$M \dot{\nu} + C(\nu)\nu + D(\nu)\nu = \tau_{thr} + \tau_{env} \quad (63)$$

Onde:

$M = M_{rb} + M_a$, é a matriz de inércia do navio composta da soma da matriz de inércia do corpo rígido (M_{rb}) com sua matriz de inércia adicional (M_a), $M \in R^{3 \times 3}$.

$C(\nu)$, é a matriz das forças centrípetas e de Coriolis e seus respectivos momentos atuantes no navio, $C(\nu) \in R^{3 \times 3}$.

$D(\nu)$, é a matriz que descreve as forças e momentos relativos aos amortecimentos hidrodinâmicos.

τ_{thr} , é o vetor que representa as forças e momentos que descrevem a ação do sistema de propulsão atuante no navio, $\tau_{thr} \in R^3$.

τ_{env} , é o vetor que descreve as forças ambientais atuando no navio: vento, cargas de onda de segunda ordem e corrente, $\tau_{env} \in R^3$. Estas serão forças de baixa frequência que deverão ser contrabalançadas pelos sistemas de propulsão do navio

ν , é vetor o das velocidades do navio no referencial solidário ao corpo. A relação entre ν e o sistema referencial inercial é dado por:

$$\dot{\eta} = R(\psi)\nu \quad (64)$$

$\eta = [x_0, y_0, \psi]^T$, é o vetor posição no referencial inercial.

$$R(\psi) = \begin{bmatrix} \cos(\psi) & -\sin(\psi) & 0 \\ \sin(\psi) & \cos(\psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \text{ é a matriz de rotação.} \quad (65)$$

Combinando (64) e (63) tem-se a cinemática completa e a equação dinâmica, na forma vetorial.

A partir das equações (20.a), (20.b) e (20.c), verifica-se que a matriz M é representada por:

$$M = \begin{bmatrix} m - X_{\ddot{u}} & 0 & 0 \\ 0 & m - Y_{\ddot{v}} & mx_G - Y_{\dot{r}} \\ 0 & mx_G - N_{\dot{v}} & I_Z - N_{\dot{r}} \end{bmatrix} \quad (66)$$

Fazendo-se com que o centro de gravidade do navio seja o centro de referência de posições e considerando que os termos $N_{\dot{v}}$, $Y_{\dot{r}}$ possuam valores muito pequenos [114], e com isto, possam vir a serem desprezados, pode-se fazer representar a matriz M , para o modelo do observador por:

$$M \approx \begin{bmatrix} m - X_{\dot{u}} & 0 & 0 \\ 0 & m - Y_{\dot{v}} & 0 \\ 0 & 0 & I_Z - N_{\dot{r}} \end{bmatrix} \quad (67)$$

Que constitui uma matriz positivo definida, ou seja, uma matriz simétrica com autovalores positivos:

$$M = M^T > 0$$

Também, através das equações (20.a), (20.b) e (20.c), pode-se verificar que a matriz que descreve os termos centrípetos e de Coriolis é skew-simétrica, $C_{ij} = -C_{ji}$:

$$C(v) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -(m - Y_{\dot{v}})v \\ 0 & 0 & (m - X_{\dot{u}})u \\ (m - Y_{\dot{v}})v & -(m - X_{\dot{u}})u & 0 \end{bmatrix} \quad (68)$$

$$C(v) = -C(v)^T$$

A matriz de amortecimento, $D(v)$, para um observador, pode ser definida através dos coeficientes lineares das forças de manobra em relação as suas velocidades [42]:

$$D(v) = - \begin{bmatrix} X_u & 0 & 0 \\ 0 & Y_v & Y_r \\ 0 & N_v & N_r \end{bmatrix} \quad (69)$$

Considerando que os termos N_v , Y_r possuam valores muito pequenos [114], e com isto possam vir a serem desprezados, pode-se representar a matriz $D(v)$, para o modelo do observador por:

$$D(v) \approx - \begin{bmatrix} X_u & 0 & 0 \\ 0 & Y_v & 0 \\ 0 & 0 & N_r \end{bmatrix} \quad (70)$$

Com isto $D(v)$, também passa a apresentar a propriedade de positividade, ou seja:

$$D(v) > 0, \forall v \neq 0$$

A partir dessa estrutura e adição de erros será construído o modelo matemático do observador com a inclusão de ganhos que procurarão dar garantias de estabilidade ao sistema.

IV.7 – As propriedades de Passividade e de Limitação (“boundedness”)

Ao avaliar as características do modelo matemático do observador escolhido pode-se verificar que podem ser a ele associado duas propriedades de sistemas de controle: a passividade e a limitabilidade (“boundedness”). A ocorrência destas propriedades permite que técnicas de projeto não-lineares possam ser empregadas para fins de dar garantias de estabilidade no processo de controle.

O conceito de passividade aplicado ao projeto de controladores permite incorporar o conceito de energia de sistemas físicos e propicia a sua utilização em procedimentos sistemáticos de projeto como backstepping [101], ou o desenvolvimento de técnicas do tipo “energy shaping” [100].

IV.7.1 – A Propriedade de Passividade

A propriedade de passividade em um sistema dinâmico pode ser fisicamente interpretada através da análise da energia total, $V(t)$, de um sistema em um dado instante t e sua dissipação de energia em um dado período de tempo. A avaliação da dissipação de energia é feita através da entrada $u(t)$ e saída $y(t)$. Representando a energia em um instante inicial $t = t_0$ por $V(0) \geq 0$ e a energia armazenada em um dado período por $V(T)$ o sistema é passivo se [4]:

$$V(T) \leq V(0) + \int_0^T y^T(\tau)u(\tau)d\tau \quad (71)$$

A integral representa a dissipação de energia em função da entrada $u(t)$ e saída $y(t)$.

Derivando (71) é obtida a razão de troca de energia em um sistema passivo em um instante de tempo t :

$$\dot{V}(t) \leq y^T(t)u(t) \quad (72)$$

A interpretação de passividade para um sistema é a de que não se pode extrair mais energia de um sistema do que aquela que foi inserida até um dado ponto. Ou seja, a quantidade máxima de energia que pode ser extraída é igual a sua energia inicial $V(0)$.

Aplicando este conceito ao modelo matemático do observador (63) verifica-se que na sua natureza o sistema só apresenta energia cinética, não tendo energia potencial.

Então, a função que define a energia total do sistema pode ser representada por:

$$V(t) = \frac{1}{2} \mathbf{v}^T M \mathbf{v} \quad (73)$$

Onde M tem as propriedades dadas para (67).

Pode-se observar que $V(t) > 0 \forall \mathbf{v} \neq 0$.

Diferenciando a função que descreve a energia ao longo do tempo:

$$\dot{V}(t) = \mathbf{v}^T M \dot{\mathbf{v}} + \frac{1}{2} \mathbf{v}^T \dot{M} \mathbf{v} \quad (74)$$

Rearranjando e substituindo (63) em (74) e fazendo $\boldsymbol{\tau} = \boldsymbol{\tau}_{thr} + \boldsymbol{\tau}_{env}$ tem-se:

$$\dot{V}(t) = \mathbf{v}^T (\boldsymbol{\tau} - C(\mathbf{v})\mathbf{v} - D(\mathbf{v})\mathbf{v}) + \frac{1}{2} \mathbf{v}^T \dot{M} \mathbf{v} \quad (75)$$

Reagrupando tem-se:

$$\dot{V}(t) = \frac{1}{2} \mathbf{v}^T (\dot{M} - 2C(\mathbf{v}))\mathbf{v} + \mathbf{v}^T \boldsymbol{\tau} - \mathbf{v}^T D(\mathbf{v})\mathbf{v} \quad (76)$$

Sciavicco & Siciliano [108], verificaram que o resultado de $\frac{1}{2} \mathbf{v}^T (\dot{M} - 2C(\mathbf{v}))\mathbf{v}$ é muito pequeno podendo ser desprezado.

Então, obtém-se:

$$\dot{V}(t) = \mathbf{v}^T \boldsymbol{\tau} - \mathbf{v}^T D(\mathbf{v})\mathbf{v} \quad (77)$$

Com a definição de troca de energia em sistemas passivos, dada por (72), pode-se verificar que o modelo matemático escolhido para o observador é passivo. As entradas do vetor $\boldsymbol{\tau}$ correspondem a $u(t)$ e as saídas do vetor \mathbf{v} correspondem a $y(t)$.

IV.7.2 – A Propriedade de Limitação (“Boundedness”)

A propriedade de limitação (“boundedness”) de um sistema é dada em função da avaliação da entrada $u(t)$ e da saída $y(t)$. Esta propriedade está associada à permanência de valores de entrada e de saída dentro de um limite superior e inferior. É também conhecida como estabilidade BIBO (Bounded Input Bounded Output). Um sistema dinâmico é dito estável BIBO se uma entrada finita produz uma saída finita, independente do seu estado inicial. Entradas e saídas finitas são aquelas que sempre permanecem entre um limite superior e um limite inferior.

Uma entrada $u(t)$ é limitada se $u(t) \leq u_{\max} \leq \infty, \forall t > 0$. No caso do observador, o vetor de entrada corresponde à ação de forças e momentos externos, que possuem valores limites conhecidos.

A análise da saída $y(t)$ pode ser feita por:

$$y(t) = \int_0^t g(t - \tau)u(\tau)d\tau$$

Onde:

$g(\tau)$ é a resposta ao impulso do sistema, ou seja, é a saída do sistema no tempo t para um impulso aplicado na entrada no instante τ .

O sistema é dito BIBO estável, se $g(t)$ for absolutamente integrável no intervalo $[0, \infty]$, isto é, existe um valor máximo Max , tal que:

$$\int_0^t |g(t)| dt \leq Max < \infty$$

Em outras palavras, se $g(t)$ é absolutamente integrável, toda entrada limitada causa uma saída também limitada.

No caso do observador, as saídas $y(t)$ são os valores de ν e as respostas ao impulso do sistema estão associadas à matriz $D(\nu)\nu$, que possui valores absolutamente integráveis.

Com isto se verifica que a intensidade do vetor τ possui valor limitado que também limita o valor de ν .

IV.8 O Projeto do Observador

Projetar um observador consiste em criar uma lógica, a partir da inclusão de ganhos, de forma a vir a estabilizar o sistema. O projeto do observador pode fazer uso das principais propriedades físicas apresentadas em IV.6 e IV.7. Embora se tenha explorado a propriedade de skew-simetria da matriz dos termos centrípetos dados por $C(\nu)\nu$, os seus termos não alteram a condição de passividade e podem ser desprezados por serem muito pequenos em baixas velocidades [104], ou seja:

$$M = M^T > 0, \dot{M} = 0, D(\nu) > 0 \text{ e } C(\nu) = -C^T(\nu) = 0$$

Inicialmente, pode-se escolher o seguinte espaço de estados:

$$\begin{aligned} \dot{\eta} &= R(\psi)\nu \\ \dot{\nu} &= -A_1\eta - A_2\nu + B\tau \end{aligned} \tag{79}$$

$$\eta = \begin{bmatrix} x_0 \\ y_0 \\ \psi \end{bmatrix}, \nu = \begin{bmatrix} u \\ v \\ r \end{bmatrix}, \tau = \begin{bmatrix} \tau_1 \\ \tau_2 \\ \tau_3 \end{bmatrix} \text{ e } R(\psi) = \begin{bmatrix} \cos \psi & -\sin \psi & 0 \\ \sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$A_1 = \begin{bmatrix} a_1 & 0 & 0 \\ 0 & a_3 & 0 \\ 0 & a_6 & 0 \end{bmatrix}, \quad A_2 = \begin{bmatrix} a_2 & 0 & 0 \\ 0 & a_4 & a_5 \\ 0 & a_7 & a_8 \end{bmatrix}, \quad B = \begin{bmatrix} b_1 & 0 & 0 \\ 0 & b_2 & b_3 \\ 0 & b_4 & b_5 \end{bmatrix}$$

$A_1\eta$, $A_2\nu$ e $B\tau$ representam as matrizes das forças externas divididas pela matriz inércia do navio.

A expressão, acima, é generalizada podendo ser associada a quase todo tipo de operação envolvendo navios. A matriz $A_1\eta$ representa a força de restauração para o caso de o navio estar amarrado. Com a inclusão $A_1\eta$ problemas relacionados à manutenção de posição de navios em condições de operação em monobóias e em tandem também podem ser abordados. Apesar destas situações não serem simuladas neste trabalho (A matriz A_1 é nula), as suas componentes foram mantidas para fins de criação de um algoritmo para o observador que não necessitasse de alteração/inclusão após a sua finalização.

A matriz $A_2 = M^{-1}D(\nu)$ está associada às forças de amortecimento.

A matriz $B\tau = M^{-1}\tau$ está associada a forças dos propulsores.

Reescrevendo (79) através de suas componentes, tem-se:

$$\begin{aligned}
\dot{x} &= u \cos(\psi) - v \sin(\psi) \\
\dot{y} &= u \sin(\psi) + v \cos(\psi) \\
\dot{\psi} &= r \\
\dot{u} &= -a_1 x - a_2 u + b_1 \tau_1 \\
\dot{v} &= -a_3 y - a_4 v - a_5 r + b_2 \tau_2 + b_3 \tau_3 \\
\dot{r} &= -a_6 y - a_7 v - a_8 r + b_2 \tau_2 + b_3 \tau_3
\end{aligned} \tag{80}$$

Considerando que a posição de saída da planta (simulador) para o observador será dada com a adição de um ruído branco, representando um sinal DGPS, pode-se, a partir de (79), definir o seguinte modelo para o observador:

$$\dot{\hat{\eta}} = R(\psi)\hat{v} + K_1 \tilde{\eta} \tag{81}$$

$$\dot{\hat{v}} = A_1 \hat{\eta} + A_2 \hat{v} + b \tau + K_2 \tilde{\eta} \tag{82}$$

Onde:

$\tilde{\eta} = \eta - \hat{\eta}$, representa o erro de estima de posição.

\hat{v} , representa as velocidades estimadas, \hat{v} é obtido através da integração de $\dot{\hat{v}}$.

O projeto do observador visa utilizar uma lógica que estabilize um sistema. Com a inclusão das matrizes de ganhos K_1 e K_2 se pretende que o erro das estimativas tenda a zero com o tempo.

Os ganhos K_1 e K_2 são matrizes de ganhos na forma:

$$K_1 = \begin{bmatrix} k_1 & k_2 & k_3 \\ k_4 & k_5 & k_6 \\ k_7 & k_8 & k_9 \end{bmatrix}, \quad K_2 = \begin{bmatrix} k_{10} & k_{11} & k_{12} \\ k_{13} & k_{14} & k_{15} \\ k_{16} & k_{17} & k_{18} \end{bmatrix}$$

Os valores dos ganhos $k_{i,s}$ das matrizes K_1 e K_2 são escolhidos e calculados de forma a garantir a estabilidade do sistema, neste trabalho, através da escolha de uma função de controle de Lyapunov.

O modelo do observador na sua forma completa, na forma completa de suas componentes, passa a ser:

$$\dot{\hat{x}} = \hat{u} \cos(\psi) - \hat{v} \sin(\psi) + k_1 \tilde{x} + k_2 \tilde{y} + k_3 \tilde{\psi} \quad (83.a)$$

$$\dot{\hat{y}} = \hat{u} \sin(\psi) + \hat{v} \cos(\psi) + k_4 \tilde{x} + k_5 \tilde{y} + k_6 \tilde{\psi} \quad (83.b)$$

$$\dot{\hat{\psi}} = \hat{r} + k_7 \tilde{x} + k_8 \tilde{y} + k_9 \tilde{\psi} \quad (83.c)$$

$$\dot{\hat{u}} = -a_1 \hat{x} - a_2 \hat{u} + b_1 \tau_1 + k_{10} \tilde{x} + k_{11} \tilde{y} + k_{12} \tilde{\psi} \quad (83.d)$$

$$\dot{\hat{v}} = -a_3 \hat{y} - a_4 \hat{v} - a_5 \hat{r} + b_2 \tau_2 + b_3 \tau_3 + k_{13} \tilde{x} + k_{14} \tilde{y} + k_{15} \tilde{\psi} \quad (83.e)$$

$$\dot{\hat{r}} = -a_6 \hat{y} - a_7 \hat{v} - a_8 \hat{r} + b_2 \tau_2 + b_3 \tau_3 + k_{16} \tilde{x} + k_{17} \tilde{y} + k_{18} \tilde{\psi} \quad (83.f)$$

IV.9 A Escolha da Função de Controle de Lyapunov

A partir da definição do modelo matemático do observador e definindo $\tilde{v} = v - \hat{v}$, como os erros na estima das velocidades pode-se escrever:

$$\dot{\tilde{\eta}} = R(\psi) \tilde{v} + K_1 \tilde{\eta} \quad (84)$$

$$\dot{\tilde{v}} = A_1 \tilde{\eta} + A_2 \tilde{v} + b \tau + K_2 \tilde{\eta} \quad (85)$$

Definindo-se uma função escalar que descreva a energia do sistema, através de uma candidata a função de Lyapunov, de acordo com IV.2, pode-se escrever:

$$V_{obs} = \frac{1}{2} (\tilde{\eta}^T P_1 \tilde{\eta} + \tilde{v}^T P_2 \tilde{v}) > 0, \quad \forall \tilde{\eta} \neq 0, \forall \tilde{v} \neq 0 \quad (86)$$

Onde $P_1 = P_1^T$, e $P_2 = P_2^T$, são matrizes arbitrárias de projeto positivo definidas.

IV.10 A Análise de Estabilidade do Observador

A análise de estabilidade do observador é feita em função das propriedades do seu modelo matemático.

Um das condições necessárias no processo de garantias de estabilidade do observador é que a derivada de V_{obs} no tempo possua valores negativos.

Derivando V_{obs} tem-se:

$$\dot{V}_{obs} = \dot{\tilde{\eta}}^T P_1 \tilde{\eta} + \frac{1}{2} (\dot{\tilde{v}}^T P_2 \tilde{v} + \tilde{v}^T P_2 \dot{\tilde{v}}) \quad (87.a)$$

Substituindo (84) e (85) em (87.a), tem-se:

$$\begin{aligned} \dot{V}_{obs} = & (R(\psi)\tilde{v} - K_1\tilde{\eta})^T P_1 \tilde{\eta} + \frac{1}{2} \tilde{v}^T (P_2 A_2 + A_2^T P_2) \tilde{v} + \frac{1}{2} \tilde{\eta}^T (A_1 - K_2)^T P_2 \tilde{v} \\ & + \frac{1}{2} \tilde{v}^T P_2 (A_1 - K_2) \tilde{\eta} \end{aligned} \quad (87.b)$$

Reagrupando, chega-se a:

$$\dot{V}_{obs} = -\tilde{\eta}^T K_1^T P_1 \tilde{\eta} + \frac{1}{2} \tilde{v}^T (P_2 A_2 + A_2^T P_2) \tilde{v} + \tilde{v}^T (J^T(y)P_1 + P_2 (A_1 - K_2)) \tilde{\eta} \quad (87.c)$$

\dot{V}_{obs} pode ser negativo definindo:

$$R^T(\psi)P_1 + P_2(A_1 - K_2) = 0 \quad (88.a)$$

$$K_1^T P_1 = Q_1 \quad (88.b)$$

$$\frac{1}{2}(P_2 A_2 + A_2^T P_2) = -Q_2 \quad (88.c)$$

Onde:

$Q_1 = Q_1^T$ e $Q_2 = Q_2^T$ são matrizes de projeto e positivo definidas.

IV.11 A Determinação dos Ganhos do Observador

A determinação dos ganhos constitui uma das partes mais importantes para a viabilidade da maioria dos sistemas de controle. Em muitos processos é necessária a experiência anterior. Quando tratando de um observador cujos ganhos foram definidos a partir de uma função de Lyapunov existe pelo menos a certeza de estabilização. Neste caso estudado, aplicado ao navio, o número de ganhos que o projetista tem de ajustar é de apenas três, para qualquer aproamento do navio, o que constitui uma grande vantagem. Os outros ganhos são calculados para condições ótimas empregando as equações algébricas de Riccati.

Definindo $Q_1 = I$ e P_1 como matriz diagonal, a matriz K_1 , passa ser representada por:

$$K_1 = \begin{bmatrix} k_{11} = 1/P_1 & k_{12} = 0 & k_{13} = 0 \\ k_{21} = 0 & k_{22} = 1/P_2 & k_{23} = 0 \\ k_{31} = 0 & k_{32} = 0 & k_{33} = 1/P_3 \end{bmatrix} \quad (89)$$

Estes ganhos da diagonal principal, (k_{11}, k_{22}, k_{33}) , serão os únicos ganhos a serem definidos pelo projetista, sendo que obrigatoriamente os mesmos devem ser positivos, em função da escolha da função de Lyapunov.

Os ganhos da matriz K_2 são calculados fazendo-se $Q_2 = I$.

Ao fazer-se $Q_2 = I$ tem-se:

$$P_2 A_2 + A_2^T P_2 = 2Q_2 = 2I \quad (90)$$

Com isto, pode-se observar que a matriz $P_2 = P_2^T$.

A equação (90) é uma equação algébrica de Riccati particular conhecida como equação de Lyapunov, no qual o ganho P_2 constitui a solução da equação [Anexo I]. Além disso, a equação algébrica de Riccati possui uma característica especial: o ganho obtido através da sua solução, no caso P_2 , é um ganho de realimentação ótimo [116]. Com isto, em se determinando os valores dos ganhos de P_2 , têm-se, além da garantia de estabilidade, a solução ótima para a estimativa.

Os valores dos ganhos de P_2 podem ser obtidos fazendo-se:

$$P_2 = \begin{bmatrix} P_{11} & P_{12} & P_{13} \\ P_{21} & P_{22} & P_{23} \\ P_{31} & P_{32} & P_{33} \end{bmatrix} \quad (91)$$

Colocando os termos componentes de cada matriz na equação (90), tem-se:

$$\begin{bmatrix} P_{11} & P_{12} & P_{13} \\ P_{21} & P_{22} & P_{23} \\ P_{31} & P_{32} & P_{33} \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} a_2 & 0 & 0 \\ 0 & a_4 & a_5 \\ 0 & a_7 & a_8 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} a_2 & 0 & 0 \\ 0 & a_4 & a_7 \\ 0 & a_5 & a_8 \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} P_{11} & P_{12} & P_{13} \\ P_{21} & P_{22} & P_{23} \\ P_{31} & P_{32} & P_{33} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 2 & 0 & 0 \\ 0 & 2 & 0 \\ 0 & 0 & 2 \end{bmatrix} \quad (92)$$

Efetuada-se a multiplicação:

$$\begin{aligned}
 & \begin{bmatrix} a_2 P_{11} & a_4 P_{12} + a_7 P_{13} & a_5 P_{12} + a_8 P_{13} \\ a_2 P_{12} & a_4 P_{22} + a_7 P_{23} & a_5 P_{22} + a_8 P_{23} \\ a_2 P_{13} & a_4 P_{23} + a_7 P_{33} & a_5 P_{23} + a_8 P_{33} \end{bmatrix} + \\
 & + \begin{bmatrix} a_2 P_{11} & a_2 P_{12} & a_2 P_{13} \\ a_4 P_{12} + a_7 P_{13} & a_4 P_{22} + a_7 P_{23} & a_4 P_{23} + a_7 P_{33} \\ a_5 P_{12} + a_8 P_{13} & a_5 P_{22} + a_8 P_{23} & a_5 P_{23} + a_8 P_{33} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 2 & 0 & 0 \\ 0 & 2 & 0 \\ 0 & 0 & 2 \end{bmatrix} \quad (93)
 \end{aligned}$$

O que resulta em:

$$\begin{aligned}
 & \begin{bmatrix} a_2 P_{11} & a_2 P_{12} + a_4 P_{12} + a_7 P_{13} & a_2 P_{13} + a_5 P_{12} + a_8 P_{13} \\ a_2 P_{12} + a_4 P_{12} + a_7 P_{13} & a_4 P_{22} + a_7 P_{23} & a_4 P_{23} + a_7 P_{33} + a_5 P_{22} + a_8 P_{23} \\ a_2 P_{13} + a_5 P_{12} + a_8 P_{13} & a_4 P_{23} + a_7 P_{33} + a_5 P_{22} + a_8 P_{23} & a_5 P_{23} + a_8 P_{33} \end{bmatrix} \\
 & = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (94)
 \end{aligned}$$

Com a solução do sistema de equações acima apresentados, são obtidos:

$$\begin{aligned}
 P_{11} &= \frac{1}{a_2} \\
 P_{12} &= P_{13} = P_{21} = P_{31} = 0 \quad (95)
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 P_{22} &= [(a_4 + a_8)a_8 - (a_5 - a_7)a_7] / (a_4 + a_8)(a_4 a_8 - a_5 a_7) \\
 P_{23} &= P_{32} = -[(a_4 a_7 + a_5 a_8)] / (a_4 + a_8)(a_4 a_8 - a_5 a_7) \\
 P_{33} &= [(a_4 + a_8)a_4 + (a_5 - a_7)a_5] / (a_4 + a_8)(a_4 a_8 - a_5 a_7) \quad (96)
 \end{aligned}$$

A Matriz K_2 é então determinada através de:

$$K_2 = P_2^{-1} R^T(\psi) P_1 - A_1 \quad (97)$$

$$P_2^{-1} = \begin{bmatrix} \frac{1}{a_2} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{(a_4 + a_8)a_8 - (a_5 - a_7)a_7}{(a_4 + a_8)(a_4a_8 - a_5a_7)} & \frac{-(a_4a_7 + a_5a_8)}{(a_4 + a_8)(a_4a_8 - a_5a_7)} \\ 0 & \frac{-(a_4a_7 + a_5a_8)}{(a_4 + a_8)(a_4a_8 - a_5a_7)} & \frac{a_4 + a_8}{(a_4 + a_8)a_4 + (a_5 - a_7)a_5} \end{bmatrix} \quad (98)$$

$$R^T(\psi)P_1 = \begin{bmatrix} \cos\psi & \sin\psi & 0 \\ -\sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} \frac{1}{k_1} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{k_5} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{k_9} \end{bmatrix} \quad (99)$$

Com isto os valores dos k_{is} da matriz K_2 , são:

$$K_{10} = \frac{a_2 \cos\psi}{k_1} \quad (100)$$

$$k_{11} = \frac{a_2 \sin\psi}{k_5} \quad (101)$$

$$k_{12} = 0 \quad (102)$$

$$k_{13} = \frac{-\left[\frac{(a_4 + a_8)a_4 + (a_5 - a_7)a_7}{(a_4 + a_8)(a_4a_8 - a_5a_7)} \right] \sin\psi}{k_1} \quad (103)$$

$$k_{14} = \frac{\left[\frac{(a_4 + a_8)a_4 + (a_5 - a_7)a_7}{(a_4 + a_8)(a_4a_8 - a_5a_7)} \right] \cos\psi}{k_5} \quad (104)$$

$$k_{15} = \frac{\left[\frac{a_4 a_7 + a_5 a_8}{(a_4 + a_8)(a_4 a_8 - a_5 a_7)} \right]}{k_9} \quad (105)$$

$$k_{16} = \frac{\left[\frac{a_4 a_7 + a_5 a_8}{(a_4 + a_8)(a_4 a_8 - a_5 a_7)} \right] \sin \psi}{k_1} \quad (106)$$

$$k_{17} = \frac{- \left[\frac{a_4 a_7 + a_5 a_8}{(a_4 + a_8)(a_4 a_8 - a_5 a_7)} \right] \cos \psi}{k_5} \quad (107)$$

$$k_{18} = \frac{\left[\frac{(a_4 + a_8)a_8 + (a_5 - a_7)a_7}{(a_4 + a_8)(a_4 a_8 - a_5 a_7)} \right]}{k_9} \quad (108)$$

A partir dessas definições é possível através da calibragem de apenas 3 ganhos definir-se um processo confiável de estimativas de estado. Estas estimativas podem servir de realimentação para diferentes leis de controle [42], e principalmente na área aeroespacial e aeronáutica como nos caças Gripen, como verificado na tese de doutorado de Harkegard [107].

A lei de controle será construída a partir da integração do observador com um controlador “backstepping”, apesar dos dois processos serem tratados separadamente, como será visto no próximo capítulo.

Capítulo V

A Lei de Controle e a Técnica de “Backstepping”

Funções de controle fundamentadas no conceito de estabilidade de Lyapunov têm sido muito empregadas nos últimos anos, principalmente na área aeroespacial, como uma ferramenta de controle importante na análise de problemas lineares e não lineares. O emprego de um controle não linear por muito tempo foi limitado a trabalhos acadêmicos devido à dificuldade de se achar uma função de Lyapunov para um dado sistema, caso esta função de controle fosse descoberta o sistema seria estável.

Dentre as metodologias para projeto de controladores baseadas em funções de controle de Lyapunov destaca-se a de “backstepping”, por reduzir a complexidade do problema dividindo o projeto em diversas etapas para subsistemas de ordem menor.

A origem da metodologia de “backstepping” não é muito precisa devido à simultaneidade de trabalhos que surgiram no final dos anos de 1980, destacando-se os trabalhos de Koditschek[29], Sonntag e Sussmann[30], Tsiniás[31] e Byrnes e Isidori[32]. Entretanto, cabe-se ressaltar que a metodologia de “backstepping” recebeu grande notoriedade graças aos trabalhos do professor Peter V. Kokotovic [33] e seus colaboradores. Em 1992 Kanellakopoulos [34], juntamente com Kokotovic, publicou um “pacote” matemático para diversos sistemas não lineares demonstrando que os esforços de controle empregados eram menores quando utilizando a metodologia de “backstepping”.

“Backstepping” é um método sistemático para projeto de controladores não lineares, que atualmente é empregado em diversos sistemas industriais. O nome “backstepping” se refere à natureza recursiva do procedimento de projeto. Em um

primeiro passo apenas um pequeno subsistema é considerado, para o qual é construída uma lei de controle “virtual”. A partir deste passo o projeto é estendido em diversas outras etapas até que uma lei de controle para todo o sistema venha a ser estruturada.

Em “backstepping” a construção da lei de controle se dá em conjunto com o desenvolvimento de uma função de controle de Lyapunov cujas derivadas em cada passo de integração devem ser não positivas.

Uma propriedade importante da metodologia de “backstepping” é que nela as não linearidades podem ser subdivididas em não linearidades úteis, que atuam como estabilizadoras, e podem ser mantidas e as “más”, ou desestabilizadoras que devem ser dominadas com termos não lineares de amortecimento. Através deste procedimento pode ser evitado um gasto de controle desnecessário e garantias de robustez podem ser obtidas.

V.1 O Integrador “Backstepping”

O princípio de um integrador backstepping pode ser demonstrado definindo-se um sistema não linear na forma:

$$\dot{x}_1 = f(x_1) + x_2 \tag{109}$$

$$\dot{x}_2 = u(t) \tag{110}$$

$$y(t) = x_1 \tag{111}$$

Onde $[x_1, x_2]^T$ é o estado e $u(t)$ é a entrada de controle. A função f é suave em um domínio D que contém $x_1 = 0$ e $f(0) = 0$.

O sistema pode ser estruturado através de um diagrama de blocos, como representado na Figura 7:

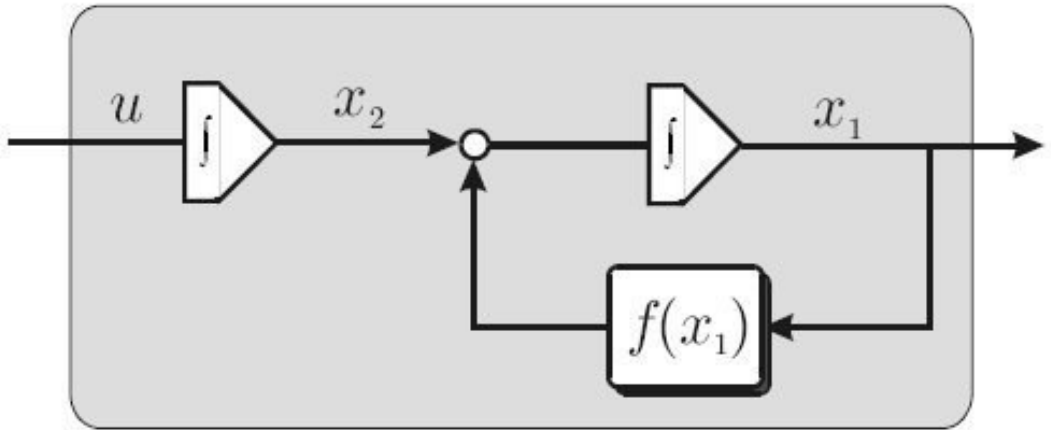


Figura 7 – Diagrama de blocos do sistema representado pelas equações 109 e 110

O objetivo de um integrador backstepping é projetar um controle em malha fechada que estabiliza a origem do sistema, assumindo que f é uma função conhecida. Fazendo o objetivo de controle $y(t) \rightarrow 0$ com $t \rightarrow \infty$, tem-se um único ponto de equilíbrio em $y(t) = 0$ em $(x_1, x_2) = (0, -f(0))$ correspondendo a $\dot{x}_1 = f(x_1) + x_2 = 0$. O projeto de controle tem por objetivo fazer com que esta aproximação para o ponto de equilíbrio se de na forma exponencial ou assintótica. Como o sistema é não linear e possui duas variáveis de estado x_1 e x_2 , é desenvolvido um projeto recursivo em dois estágios.

O sistema pode ser visto como uma ligação em cascata de dois subsistemas. O primeiro subsistema é a equação (109), onde x_2 é a entrada. O segundo subsistema é o integrador da equação (110).

O primeiro passo consiste em escolher um estado para estar associado a um controle virtual. Para o exemplo apresentado o escolhido é x_2 . O objetivo deste controle virtual é fazer com que a saída $y(t) = x_1$, tenda a zero.

O objetivo deste controle virtual é conquistado supondo que a equação (109) do sistema possa ser estabilizada por uma lei de controle suave por realimentação do estado x_2 , dada por $\alpha_1(x_1)$ onde α_1 é uma função de estabilização, com $\alpha_1(0) = 0$. Ou seja, pretende-se fazer:

$$f(x_1) + \alpha_1 \rightarrow 0 \tag{112}$$

Suponha-se ainda, que existe uma função de Lyapunov $V(x_1)$ suave, positivo definida que satisfaz a inequação:

$$\frac{\partial V_1}{\partial x_1} [f(x_1) + \alpha_1] \leq -W(x_1), \forall x_1 \in D \tag{113}$$

Onde:

$W(x_1)$ é uma matriz positivo definida;

V_1 é uma função que define a energia armazenada no sistema.

O controle virtual é obtido somando e subtraindo α_1 no lado direito da equação (109), onde a representação equivalente é obtida:

$$\dot{x}_1 = f(x_1) + \alpha_1 + x_2 - \alpha_1 \tag{114}$$

$$\dot{x}_2 = u(t) \tag{115}$$

Introduzindo uma mudança de variáveis:

$$z_2 = x_2 - \alpha_1 \tag{116}$$

$$z_1 = x_1 \tag{117}$$

Substituindo (116) e (117) em (114) e substituindo (115) na derivada de (116) resulta o sistema:

$$\dot{z}_1 = f(x_1) + \alpha_1 + z_2 \tag{118}$$

$$\dot{z}_2 = u(t) - \dot{\alpha}_1 \tag{119}$$

A representação do sistema dado pelas equações (118) e (119), através de um diagrama de blocos, pode ser verificada na Figura 8.

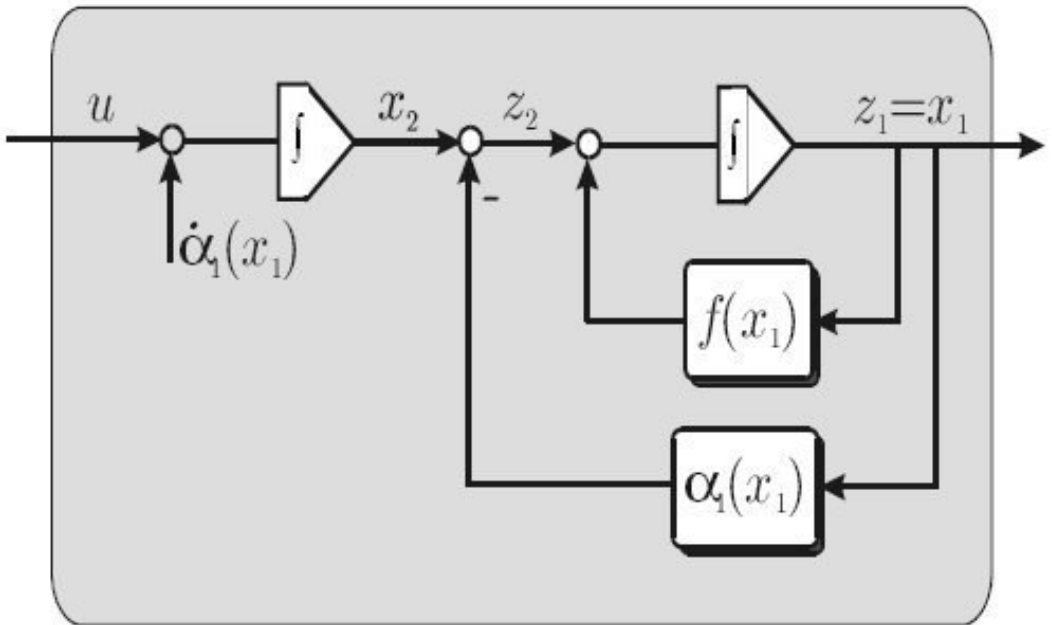


Figura 8 - Diagrama de blocos do sistema representado pelas equações 118 e 119

A função de estabilização α_1 deve fornecer a realimentação necessária para z_1 . A função α_1 é arbitrária, mas sua escolha deve estar associada a uma função de controle de Lyapunov. Adotando-se, por exemplo:

$$\alpha_1 = -f(x_1) - k_1 z_1 \quad (120)$$

Substituindo (120) em (118) leva a:

$$\dot{z}_1 = -k_1 z_1 + z_2 \quad (121)$$

Em função da existência da equação (113), que apresenta critérios de estabilidade segundo Lyapunov, torna-se possível escolher a função de controle através de:

$$V_1 = \frac{1}{2} z_1^2 \quad (122)$$

Diferenciando V_1 , no tempo:

$$\dot{V}_1 = z_1 \dot{z}_1 \quad (123)$$

Substituindo (121) em (123):

$$\dot{V}_1 = -k_1 z_1^2 + z_1 z_2 \quad (124)$$

Ou seja, para qualquer ganho $k_1 > 0$ o subsistema associado a $-k_1 z_1^2$ será estabilizado. Agora resta garantir que $z_1 z_2$ também sejam negativos. Com este procedimento está encerrado o primeiro passo do processo de “backstepping”.

O segundo passo do procedimento de “backstepping” trata da estabilização de z_2 .

A dinâmica de z_2 é dada por (119):

$$\dot{z}_2 = u(t) - \dot{\alpha}_1$$

Uma função de controle de Lyapunov candidata para a estabilização do sistema z_2 pode ser:

$$V_2 = V_1 + \frac{1}{2} z_2^2 \quad (125)$$

Derivando (125):

$$\dot{V}_2 = \dot{V}_1 + \dot{z}_2 z_2 \quad (126)$$

Substituindo (124) em (126):

$$\dot{V}_2 = (-k_1 z_1^2 + z_1 z_2) + \dot{z}_2 z_2 \quad (127)$$

Reagrupando (127):

$$\dot{V}_2 = -k_1 z_1^2 + z_2 (z_1 + \dot{z}_2) \quad (128)$$

Substituindo (119) em (128):

$$\dot{V}_2 = -k_1 z_1^2 + z_2 (u(t) - \dot{\alpha}_1 + z_1) \quad (129)$$

Pode-se observar que a entrada de controle $u(t)$ só aparece no segundo passo. A escolha de $u(t)$ deve ser feita de forma a garantir que \dot{V}_2 seja negativa, sendo de livre escolha, o que pode ser definido fazendo-se:

$$u(t) = \dot{\alpha}_1 - z_1 - k_2 z_2 \quad (130)$$

Com a seleção de qualquer ganho $k_2 > 0$, tem-se garantias de estabilidade pois:

$$\dot{V}_2 = -k_1 z_1^2 - k_2 z_2^2 < 0, \quad \forall z_1 \neq 0, \forall z_2 \neq 0 \quad (131)$$

A lei de controle para o sistema então passa a ser representada pelo diagrama de blocos dado pela figura 9 abaixo:

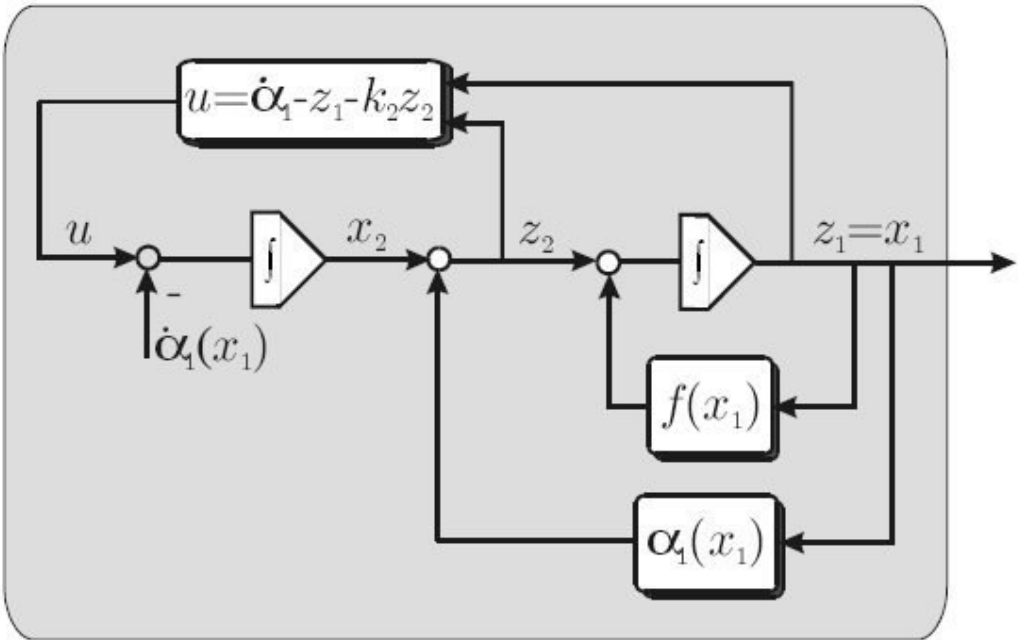


Figura 9 - Diagrama de blocos do sistema com a lei de controle

Estes são os procedimentos que caracterizam um integrador “backstepping”. Pode-se verificar que durante a construção da lei de controle, foram criadas funções de estabilização que foram se deslocando da saída do sistema para sua entrada, caracterizando, assim, o nome “backstepping”, ou seja, um passo atrás.

V.2 – A Transformação de Coordenadas “Backstepping”

Deve se observado que no procedimento acima descrito foi efetuada uma transformação de variáveis, isto é, ocorreu uma transformação de coordenadas dada por:

$$\begin{bmatrix} z_1 \\ z_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 - f(x_1) - k_1 x_1 \end{bmatrix} \quad (132)$$

Definindo Z , como o novo vetor de estado “backstepping” e $\phi(x_i)$, como uma função de transformação de estado, tem-se:

$$Z = \phi(x_i) \quad (133)$$

Em sistemas de controle “backstepping” também se verifica a transformação inversa de coordenadas:

$$x = \phi^{-1}(Z) \quad (134)$$

Ou seja,

$$\begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} z_1 \\ z_2 - f(z_1) - k_1 z_1 \end{bmatrix} \quad (135)$$

V.3 – Aspectos a Serem Observados

Seguindo as orientações de Kanellakopoulos[38] e Fossen [42], quando escolhendo a lei de controle “backstepping” é importante que se evitem expressões que envolvam derivadas temporais das variáveis de estado, fazendo com que apenas a expressão de $\dot{\alpha}_1$ venha a ser avaliada. Isto pode ser feito, usando exemplo apresentado

em V.1, através da derivação temporal de $\alpha_1(x_1)$ ao longo da trajetória do estado x_1 .

Ou seja:

Substituindo (117) em (120):

$$\alpha_1 = -f(x_1) - k_1 x_1 \quad (136)$$

Derivando (136):

$$\dot{\alpha}_1 = -\frac{\partial f(x_1)}{\partial x_1} \dot{x}_1 - k_1 \dot{x}_1 \quad (137)$$

Substituindo (109) em (137):

$$\dot{\alpha}_1 = \left(-\frac{\partial f(x_1)}{\partial x_1} - k_1 \right) (f(x_1) + x_2) \quad (138)$$

Então a expressão final para a entrada de controle será feita com a substituição de (117), (120) e (138) em (132):

$$u(t) = \left(-\frac{\partial f(x_1)}{\partial x_1} - k_1 \right) (f(x_1) + x_2) - x_1 - k_2 (x_2 + f(x_1) + k_1 x_1) \quad (139)$$

Fazendo-se:

$$f(x_1) = x_1, \quad (140)$$

ou seja, ser uma função linear, obtém-se:

$$u(t) = (-1 - k_1)(x_1 + x_2) - x_1 - k_2(x_2 + x_1 + k_1 x_1) \quad (141)$$

Reagrupando:

$$u(t) = -(2 + k_1 + k_2 + k_1 k_2)x_1 - (1 + k_1 + k_2)x_2 \quad (142)$$

Que constitui uma entrada de controle PD (proporcional-derivativo), com ganho proporcional igual a $-(2 + k_1 + k_2 + k_1 k_2)$ e ganho derivativo igual a $-(1 + k_1 + k_2)$.

V.4 Verificação das Rotinas “Backstepping”

Um fato que deve ser observado durante a implementação das rotinas de “backstepping” é que a dinâmica dos estados z_1 e z_2 , em malha fechada, pode ser escrita através da soma de matrizes diagonal e skew-simétrica multiplicada pelo vetor de estado. Ou seja:

$$\begin{bmatrix} \dot{z}_1 \\ \dot{z}_2 \end{bmatrix} = - \begin{bmatrix} k_1 & 0 \\ 0 & k_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} z_1 \\ z_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} z_1 \\ z_2 \end{bmatrix} \quad (143)$$

Ou de forma equivalente:

$$\dot{Z} = -KZ + SZ \quad (144)$$

$$S = -S^T = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -1 & 0 \end{bmatrix} \quad (145)$$

S vem a satisfazer $Z^T S Z = 0, \forall Z$.

V.5 - Explorando as “Boas” Não Linearidades

Uma das particularidades que tornam o método de “backstepping” atrativo é que as funções estabilizadoras podem ser modificadas para explorar as “boas” não linearidades.

Por exemplo, na equação (140), poder-se-ia ter ao invés de $f(x_1) = x_1$:

$$f(x_1) = -b_0 x_1 - b_1 x_1^2 - b_2 |x_1| x_1 \quad (146)$$

Onde b_0, b_1, b_2 são constantes positivas de valor desconhecido.

Neste caso, tanto $b_0 x_1$, como $b_2 |x_1| x_1$ tendem a amortecer o movimento. Estas expressões podem ser exploradas no projeto de controle, fazendo-se:

$$\alpha_1 = -b_1 x_1^2 - k_1 z_1 \quad (147)$$

V.6 A Aplicação da Técnica de “Backstepping” no Navio e o Emprego de Simuladores de Manobra

Aplica-se “backstepping” em um navio a partir das medidas estimadas através de um observador. Ao se empregar uma lei de controle durante o processo de simulação de um navio, assume-se que os resultados medidos de posição, η , já tenham sido filtrados, ou seja, as medidas de referência de posição serão dadas por $\hat{\eta}$.

A lei de controle resultante para o navio será dada através da integração do observador com a técnica de controle “backstepping”, apesar dos dois processos serem

tratados separadamente. O observador como visto no capítulo IV, é um sistema dinâmico auxiliar capaz de estimar, através das medidas de entrada e da saída do sistema, as velocidades do navio e filtrar os erros de posição medidos.

O objetivo de controle “backstepping” será o de acompanhamento de posições, velocidades e acelerações desejadas do navio, pré-definidas por um processo de condução (“guidance”).

Por processo de condução entenda-se aquele que a cada passo de integração no tempo fornece, em tempo real, as posições e rumo desejado do navio x_d, y_d, ψ_d , as velocidades desejadas $\dot{x}_d, \dot{y}_d, \dot{\psi}_d$ e acelerações desejadas $\ddot{x}_d, \ddot{y}_d, \ddot{\psi}_d$.

Torna-se necessário ressaltar que as posições desejadas e do observador, neste trabalho, são medidas no sistema referencial inercial tendo como georeferência um paralelo de latitude e um meridiano de longitude, porque os erros de posição são analisados através de um sinal GPS. A posição x_d é uma posição na direção Norte-Sul, y_d , posição na direção Leste-Oeste e ψ_d um ângulo de rumo em relação ao Norte.

Quando a operação comandada do navio for de manutenção automática de posição têm-se os valores de $\dot{x}_d, \dot{y}_d, \dot{\psi}_d$ e $\ddot{x}_d, \ddot{y}_d, \ddot{\psi}_d$ iguais a zero e os valores de x_d, y_d, ψ_d constantes.

Quando a operação comandada for de acompanhamento automático de uma dada trajetória podem-se empregar funções de transferência em torno de uma condição de equilíbrio para a determinação de x_d, y_d, ψ_d , $\dot{x}_d, \dot{y}_d, \dot{\psi}_d$ e $\ddot{x}_d, \ddot{y}_d, \ddot{\psi}_d$ [42]. Esta condição de equilíbrio normalmente é a velocidade de avanço do navio. Mas esta condição passa a ser um fator limitador quando o navio está guinando ou quando desejando acelerar ou

principalmente desacelerar, porque vão surgir variações consideráveis em relação à sua condição de equilíbrio.

Neste trabalho apresenta-se uma solução para o problema de condução (“guidance”) através do emprego de simuladores de manobra. Simuladores, classificados como “full mission”, possuem modelos matemáticos de manobra com coeficientes validados e aferidos, para os módulos de propulsão, leme e casco, nas diversas regiões de operação de velocidade do navio. Com isto, os valores de posições, velocidades e acelerações, obtidas de operações de manobras simuladas, constituem uma poderosa ferramenta para realimentação do processo de condução, podendo ser utilizada para determinação de x_d, y_d, ψ_d , $\dot{x}_d, \dot{y}_d, \dot{\psi}_d$ e $\ddot{x}_d, \ddot{y}_d, \ddot{\psi}_d$, ou de seus valores limites, em cada passo de integração das rotinas do processo de controle “backstepping”.

V.7 Os Preparativos Para Implementação da Técnica “Backstepping”

O objetivo de controle em sistemas de posicionamento dinâmico de navios é fazer com que a saída do sistema, no caso a posição e rumo do navio tendam a uma posição e rumo desejados. A leitura de saída do sistema, por ser representada por um sinal DGPS, é filtrada pelo observador apresentado no capítulo IV, com isto as referências de posição para o controlador são dadas pelas posições estimadas. Com isto tem-se: $\hat{x} \rightarrow x_0, \hat{y} \rightarrow y_0, \hat{\psi} \rightarrow \psi$, ou seja, as estimativas de posições e ângulo de rumo dados observador serão utilizadas pelo controlador porque as mesmas tendem aos valores de posição do navio medidas no sistema referencial inercial.

Definindo o vetor η_d como aquele que contém a posição desejada e rumo desejado do navio no sistema de coordenadas inercial, cujos valores são oriundos de um processo de condução (“guidance”), tem-se:

$$\eta_d = [x_d, y_d, \psi_d]^T \quad (148)$$

Quando o objetivo for o de manutenção automática de posição do navio o valor de η_d é constante.

Quando o objetivo for o de acompanhamento de trajetórias, η_d irá variar com o tempo. A referência para este acompanhamento é dada pela diferença entre a posição do observador $\hat{\eta}$ e o valor de posição desejado η_d .

Em ambos os casos, o objetivo de controle é fazer com que $\hat{\eta}$ tenda a η_d .

A primeira coordenada “backstepping” Z_1 , a ser definida, é um vetor de estado que servirá de referência para que através dele se possa estabilizar a saída do sistema, fazendo com que a mesma tenda para valores desejados. Criando Z_1 , através de:

$$Z_1 = [z_1 \quad z_3 \quad z_5]^T \quad (149)$$

onde: z_1 , z_3 e z_5 , são novas coordenadas inerciais de posição na direção Norte-Sul, Leste-Oeste e rumo em relação ao Norte, respectivamente.

Pode-se, então, definir:

$$Z_1 = \hat{\eta} - \eta_d \quad (150)$$

Ou seja, obtém-se uma coordenada de controle para acompanhamento da posição e rumo desejado do navio, dados por:

$$z_1 = \hat{x} - x_d \quad (151.a)$$

$$z_3 = \hat{y} - y_d \quad (151.b)$$

$$z_5 = \hat{\psi} - \psi_d \quad (151.c)$$

Obs.: As indexações z_i , neste trabalho, quando dadas por números ímpares referenciam componentes de Z_1 .

V.8 O Processo Backstepping Aplicado ao Navio

A metodologia de backstepping é desenvolvida em dois passos. No primeiro será definido um “controle virtual”. No segundo passo será construída a lei de controle propriamente dita.

V.8.1 Passo 1: O “Controle Virtual”

A dinâmica Z_1 é dada pela derivada de (150), obtendo-se:

$$\dot{Z}_1 = \dot{\hat{\eta}} - \dot{\eta}_d \quad (152)$$

Substituindo (81), do observador, em (152) tem-se:

$$\dot{Z}_1 = R(\psi)\hat{v} + K_1\tilde{\eta} - \dot{\eta}_d \quad (153)$$

onde $\dot{\eta}_d = [\dot{x}_d, \dot{y}_d, \dot{\psi}_d]^T$, representa a velocidade desejada do navio, no sistema de coordenadas inercial, dados por um processo de condução. $\tilde{\eta} = \eta - \hat{\eta}$, representa o erro de estima de posição, definido em (81).

Substituindo (83.a), (83.b) e (83.c) em (153), chega-se a:

$$\dot{z}_1 = \hat{u} \cos \psi - \hat{v} \sin \psi + k_1 \tilde{x} + k_2 \tilde{y} + k_3 \tilde{\psi} - \dot{x}_d \quad (155.a)$$

$$\dot{z}_3 = \hat{u} \sin \psi - \hat{v} \cos \psi + k_4 \tilde{x} + k_5 \tilde{y} + k_6 \tilde{\psi} - \dot{y}_d \quad (155.b)$$

$$\dot{z}_5 = \hat{r} + k_7 \tilde{x} + k_8 \tilde{y} + k_9 \tilde{\psi} - \dot{\psi}_d \quad (155.c)$$

A idéia de “backstepping” consiste em escolher uma variável de estado para ser uma variável de “controle virtual”. A escolha desta variável de controle não é óbvia. A partir da escolha dessas “variáveis virtuais” de controle se pretende criar uma lei de controle que faça com que $Z_1 \rightarrow 0$ com $t \rightarrow \infty$. Isto é feito fazendo-se com que a equação (153) do sistema venha a ser estabilizada por uma lei de controle suave por realimentação de \dot{Z}_1 . Devido $Z_1 = \hat{\eta} - \eta_d$, ser dado por uma diferença, neste trabalho adotou-se a variável $R(\psi)\hat{v} - \dot{\eta}_d$ como o “controle virtual”, ou seja, a diferença entre os valores de velocidade do observador e de velocidade desejada, medida no sistema de coordenadas inercial.

Criando o vetor ξ que irá armazenar o “controle virtual”, obtém-se:

$$\xi = R(\psi)\hat{v} - \dot{\eta}_d \quad (156)$$

onde:

$$\xi = [\xi_1 \quad \xi_3 \quad \xi_5] \quad (157)$$

ξ , é então descrito na forma de suas componentes, por:

$$\xi_1 = \hat{u} \cos \psi - \hat{v} \sin \psi - \dot{x}_d \quad (158.a)$$

$$\xi_3 = \hat{u} \sin \psi + \hat{v} \cos \psi - \dot{y}_d \quad (158.b)$$

$$\xi_5 = \hat{r} - r_d \quad (158.c)$$

Substituindo (156) em (153), tem-se:

$$\dot{Z}_1 = \xi + K_1 \tilde{\eta} \quad (159)$$

O vetor erro $\tilde{\eta}$ em (159), será tratado como uma perturbação desestabilizadora do sistema indicando a necessidade da inclusão de uma função de estabilização arbitrária, mas associada a uma função de controle de Lyapunov, definida por α_l :

$$\alpha_l = [\alpha_1 \quad \alpha_3 \quad \alpha_5]^T \quad (160)$$

Ao escolher a função α_l assume-se que os erros associados a $K_1 \tilde{\eta}$, podem ser tanto lineares quanto não lineares. Isto leva a uma escolha de α_l com ganhos lineares C_1 e não lineares D_1 associados a Z_1 que sejam sempre positivos, razão esta que justifica a escolha de uma função quadrática para os termos não lineares.

Com isto pode-se escolher uma função de estabilização α_l para Z_1 , por:

$$\alpha_l = -C_1 Z_1 - D_1 Z_1 \quad (161)$$

Ou, na forma de suas componentes:

$$\alpha_1 = -c_1 z_1 - d_1 (k_1^2 + k_2^2 + k_3^2) z_1 \quad (162.a)$$

$$\alpha_3 = -c_3 z_3 - d_3 (k_4^2 + k_5^2 + k_6^2) z_3 \quad (162.b)$$

$$\alpha_5 = -c_5 z_5 - d_5 (k_7^2 + k_8^2 + k_9^2) z_5 \quad (162.c)$$

c_1, c_3, c_5 , são ganhos de projeto lineares com valores constantes e estritamente positivos.

d_1, d_3, d_5 , são ganhos de projeto não lineares. A razão de sua inclusão se deve ao fato que se $K_1 \tilde{\eta}$ possuir termos de perturbação não lineares os mesmos poderão ser compensados com a adição de amortecimento.

Somando e subtraindo α_l no lado direito da equação (159), a representação equivalente é obtida:

$$\dot{Z}_1 = \xi - \alpha_l + K_1 \tilde{\eta} + \alpha_l \quad (164)$$

Definindo um segundo estado “backstepping” Z_2 por:

$$Z_2 = \xi - \alpha_l \quad (165)$$

cujas componentes são:

$$z_2 = \xi_1 - \alpha_1 \quad (166.a)$$

$$z_4 = \xi_3 - \alpha_3 \quad (166.b)$$

$$z_6 = \xi_5 - \alpha_5 \quad (166.c)$$

obtém-se o seguinte espaço de estados “backstepping”:

$$\dot{Z}_1 = Z_2 + K_1 \tilde{\eta} - (C_1 + D_1)Z_1 \quad (167.a)$$

$$\dot{Z}_2 = u(t) \quad (167.b)$$

Assim se encerra a primeira etapa do processo de backstepping.

V.8.2 Passo 2: A Lei de Controle

O segundo passo do procedimento de controle backstepping consiste em estabilizar Z_2 . Com isto, como pode ser observado no espaço de estados em (167), será criada uma lei de controle de forma a dar garantias de estabilidade a todo o sistema em malha fechada.

A dinâmica de Z_2 é dada pela derivada de (165):

$$\dot{Z}_2 = \dot{\xi} - \dot{\alpha}_1 \quad (168)$$

Derivando (156), obtém-se:

$$\dot{R}(\psi)\hat{v} + R(\psi)\dot{\hat{v}} - \dot{\eta}_d \quad (169)$$

Substituindo (169) em (168):

$$\dot{Z}_2 = \dot{R}(\psi)\hat{v} + R(\psi)\dot{\hat{v}} - \dot{\eta}_d - \dot{\alpha}_1 \quad (170)$$

Derivando (161):

$$\dot{\alpha}_1 = C_1 \dot{Z}_1 + D_1 \dot{Z}_1 \quad (171)$$

Substituindo (171) em (170):

$$\dot{Z}_2 = \dot{R}(\psi)\hat{v} + R(\psi)\dot{\hat{v}} - \ddot{\eta}_d + C_1\dot{Z}_1 + D_1\dot{Z}_1 \quad (172)$$

A lei de controle poderá ser escolhida quando as entradas τ começarem a ser calculadas. Isto é obtido quando da substituição de (82), das equações que definem o observador, em (172):

$$\dot{Z}_2 = \dot{R}(\psi)\hat{v} + R(\psi)(A_1\hat{\eta} + A_2\hat{v} + B\tau + K_2\tilde{\eta}) - \ddot{\eta}_d + C_1\dot{Z}_1 + D_1\dot{Z}_1 \quad (173)$$

Com isto, pode-se verificar que a lei de controle é construída através dos processos de estimativa de estados e do integrador “backstepping”, apesar dos dois terem sido calculados separadamente.

Substituindo (167) em (173):

$$\begin{aligned} \dot{Z}_2 = & \dot{R}(\psi)\hat{v} + R(\psi)(A_1\hat{\eta} + A_2\hat{v} + B\tau + K_2\tilde{\eta}) - \ddot{\eta}_d + \\ & C_1(Z_2 + K_1\tilde{\eta} + \alpha) + D_1(Z_2 + K_1\tilde{\eta} + \alpha) \end{aligned} \quad (174)$$

Substituindo (161) em (174), e reagrupando, tem-se:

$$\begin{aligned} \dot{Z}_2 = & -(C_1 + D_1)^2 Z_1 + (C_1 + D_1)Z_2 + (C_1 + D_1)K_1\tilde{\eta} - \ddot{\eta}_d + \\ & + \dot{R}(\psi)\hat{v} + R(\psi)A_1\hat{\eta} + R(\psi)A_2\hat{v} + B\tau + R(\psi)K_2\tilde{\eta} \end{aligned} \quad (175)$$

$$\text{Definindo } \vartheta = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ r \end{bmatrix}, s(\vartheta) = \begin{bmatrix} 0 & -r & 0 \\ r & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \text{ e } \tilde{\vartheta} = \vartheta - \hat{\vartheta} \quad (176)$$

então, a derivada de $R(\psi)$, pode se reescrita por:

$$\dot{R}(\psi) = R(\psi)s(\vartheta) = R(\psi)s(\tilde{\vartheta}) + R(\psi)s(\hat{\vartheta}) \quad (177)$$

Com isto o vetor $\dot{R}(\psi)\hat{v}$, pode ser redefinido por:

$$\dot{R}(\psi)\hat{v} = R(\psi)S(\tilde{\vartheta})\hat{v} + R(\psi)S(\hat{\vartheta})\hat{v} \quad (178)$$

Criando um vetor $T(\hat{v})$ dado por:

$$T(\hat{v}) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -\hat{v} \\ 0 & 0 & u \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (179)$$

Substituindo (179) em (178):

$$\dot{R}(\psi)\hat{v} = R(\psi)T(\hat{v})\tilde{v} + R(\psi)S(\hat{\vartheta})\hat{v} \quad (180)$$

Substituindo (180) em (nova 175)

$$\begin{aligned} \dot{Z}_2 = & -(C_1 + D_1)^2 Z_1 + (C_1 + D_1)(Z_2 + K_1\tilde{\eta}) - \ddot{\eta}_d + \\ & + R(\psi)(A_1\hat{\eta} + A_2\hat{v} + B\tau + K_2\tilde{\eta}) + R(\psi)T(\hat{v})\tilde{v} + R(\psi)S(\hat{\vartheta})\hat{v} \end{aligned} \quad (181)$$

Reagrupando (181):

$$\begin{aligned} \dot{Z}_2 = & ((C_1 + D_1)K_1 + R(\psi)K_2)\tilde{\eta} + \\ & + R(\psi)T(\hat{v})\tilde{v} + \phi(\ddot{\eta}_d, \hat{\eta}, \hat{v}, \hat{\rho}, \psi) + R(\psi)B\tau \end{aligned} \quad (182)$$

Onde:

$$\begin{aligned} \phi(\ddot{\eta}_d, \hat{\eta}, \hat{v}, \hat{\rho}, \psi) = \\ - (C_1 + D_1)^2 Z_1 + (C_1 + D_1)Z_2 - \ddot{\eta}_d \\ + R(\psi)A_1\hat{\eta} + R(\psi)(A_2 + S(\hat{\vartheta})\hat{v}) \end{aligned} \quad (183)$$

V.8.3 A Função de Controle de Lyapunov Escolhida

A partir das definições apresentadas em IV.2 é possível escolher uma função de controle de Lyapunov, representando a “pseudo” energia cinética armazenada no sistema a ser controlado, com as seguintes características:

$$V_{controle} = V_1 + V_2 + V_{obs} \quad (184)$$

Onde que V_1 e V_2 correspondem as “pseudo-energias” relacionadas à Z_1 e Z_2 . V_{obs} , já foi definido em (86), resultando em:

$$V_{controle} = \frac{1}{2}(Z_1^T Z_1 + Z_2^T Z_2 + \tilde{\eta}^T P_1 \tilde{\eta} + \tilde{v}^T P_2 \tilde{v}) \quad (185)$$

Onde P_1 e P_2 , são matrizes definidas positivas, já descritas anteriormente para o observador em (88.a), (88.b) e (88.c).

Ao se definir $V_{controle}$, torna-se possível escolher uma função de controle de Lyapunov para a estabilização de (182), cuja principal característica deve ser $\dot{V}_{controle} < 0$.

Derivando (185), obtém-se:

$$\dot{V}_{controle} = Z_1^T \dot{Z}_1 + Z_2^T \dot{Z}_2 + \tilde{\eta}^T P_1 \dot{\tilde{\eta}} + \tilde{v}^T P_2 \dot{\tilde{v}} \quad (186)$$

Substituindo (167.a), (182), (83) e (84), em (186) chega-se a:

$$\begin{aligned}\dot{V}_{controle} = & Z_1^T (K_1 \tilde{\eta} - (C_1 + D_1)Z_1 + Z_2) + \\ & + Z_2^T (((C_1 + D_1)K_1 + R(\psi)K_2)\tilde{\eta} + R(\psi)T(\hat{v})\tilde{v} + \phi + R(\psi)B\tau) + \\ & + \tilde{\eta}^T P_1(A_1 - K_2)\tilde{\eta}) + \tilde{v}P_2(R(\psi)\tilde{v} - K_1\tilde{\eta})\end{aligned}\quad (187)$$

Definindo:

$$\Omega_1 = (C_1 + D_1)K_1 + R(\psi)K_2 \quad (188)$$

$$\Omega_2 = R(\psi)T(\hat{v}) \quad (189)$$

Substituindo (188) e (189) em (187), tem-se:

$$\begin{aligned}\dot{V}_{controle} = & Z_1^T (K_1 \tilde{\eta} - (C_1 + D_1)Z_1 + Z_2) + \\ & + Z_2^T (\Omega_1 \tilde{\eta} + \Omega_2 \tilde{v} + \phi + R(\psi)B\tau) \\ & + \tilde{\eta}^T P_1(A_1 - K_2)\tilde{\eta}) + \tilde{v}P_2(R(\psi)\tilde{v} - K_1\tilde{\eta})\end{aligned}\quad (191)$$

Na equação (191) os termos de $\tilde{\eta}^T P_1(A_1 - K_2)\tilde{\eta}) + \tilde{v}P_2(R(\psi)\tilde{v} - K_1\tilde{\eta})$, correspondentes ao observador, já tiveram garantidas suas condições de controle quando foram determinadas as matrizes $Q_1 = Q_1^T$ e $Q_2 = Q_2^T$ em IV.10.

Os termos associados a Z_1 em $Z_1^T (K_1 \tilde{\eta} - (C_1 + D_1)Z_1 + Z_2)$, tem garantias de estabilidade devido ao controle virtual adotado no passo 1 de controle “backstepping”

Com isto resta definir termos de controle para que os valores de Ω_1 e Ω_2 associados a Z_2 venham a fazer com que $Z_2^T \dot{Z}_2$ se torne negativo.

Escolhendo-se uma função de estabilização α_{II} para Z_2 , por:

$$\alpha_{II} = -C_2 Z_2 - D_2 Z_2 \quad (192)$$

A matriz C_2 é uma matriz de projeto de ganhos e estritamente positiva.

A matriz D_2 é uma matriz de projeto com ganhos de ganhos quadráticos. A razão da escolha dessa matriz na forma quadrática deve-se ao fato de que grande parte das resistências ao movimento do navio, em baixas velocidades, podem ser associados a velocidades de ordem quadrática. Outra razão desta escolha vem da facilidade obtida pelo fato de ao se quadrar os termos associados às perturbações, que seriam termos de desestabilização do sistema, criando termos de amortecimento positivos.

A lei de controle pode então ser escolhida, através de:

$$\tau = \frac{-\phi(\hat{\eta}_d, \hat{\eta}, \hat{v}, \hat{\rho}, \psi) + C_2 Z_2 + D_2 Z_2 + K_p Z_1}{R(\psi)B} \quad (193)$$

Através do ganho K_p associado a Z_1 , cria-se um ganho de realimentação, que permite que se regule a força τ fazendo com que a mesma venha a ficar dentro dos limites operacionais de valores de forças de empuxo dos propulsores de dada uma embarcação.

Para melhor entendimento do processo e determinação das funções que definirão as ações de entrada de controle $u(t)$ para os movimentos do navio na direção Norte-Sul, Leste-Oeste e de Rumo em relação ao Norte serão tratados separadamente.

V.8.4 A Determinação da Lei de controle na Direção Norte-Sul

O segundo passo do procedimento de “backstepping” trata da estabilização de Z_2 . A avaliação da dinâmica do movimento na direção Norte-Sul é obtida através da derivação da equação (166.a):

$$z_2 = \xi_1 - \alpha_1 \quad (194)$$

Substituindo (158.a) em (194) tem-se:

$$z_2 = \hat{u} \cos \psi - \hat{v} \sin \psi - \dot{x}_d - \alpha_1 \quad (195)$$

Do espaço de estados em (167) obtém-se:

$$\dot{z}_1 = -c_1 z_1 + k_1 \tilde{x} + k_2 \tilde{y} + k_3 \tilde{\psi} - d_1 (k_1^2 + k_2^2 + k_3^2) z_1 + z_2 \quad (196)$$

Diferenciando (194) em relação ao tempo, tem-se:

$$\dot{z}_2 = \dot{\xi}_1 - \dot{\alpha}_1 \quad (197)$$

Substituindo as equações (158.a), (166.a), (195), (196), (197) e lembrando, da equação (83.d), que: $\dot{\hat{u}} = -a_1 \hat{x} - a_2 \hat{u} + b_1 \tau_1 + k_{10} \tilde{x} + k_{11} \tilde{y} + k_{12} \tilde{\psi}$, obtém-se:

$$\begin{aligned} \dot{z}_2 = & b_1 \tau_1 \cos \psi - b_2 \tau_2 \sin \psi - b_3 \tau_3 \sin \psi \\ & - \sin \psi (\hat{u} \hat{r} - a_3 \hat{y} - a_4 \hat{v} - a_5 \hat{r}) \\ & + \cos \psi (-\hat{v} \hat{r} - a_1 \hat{x} - a_2 \hat{u}) - \ddot{x}_d \\ & - c_1^2 z_1 - 2c_1 d_1 (k_1^2 + k_2^2 + k_3^2) z_1 + c_1 z_2 \\ & - d_1^2 (k_1^2 + k_2^2 + k_3^2)^2 z_1 + d_1 (k_1^2 + k_2^2 + k_3^2) z_2 \\ & + (k_{10} \cos \psi - k_{13} \sin \psi + k_1 c_1 + k_1 d_1 (k_1^2 + k_2^2 + k_3^2)) \tilde{x} \\ & + (k_{11} \cos \psi - k_{14} \sin \psi + k_2 c_1 + k_2 d_1 (k_1^2 + k_2^2 + k_3^2)) \tilde{y} \\ & + (k_{12} \cos \psi - k_{15} \sin \psi + k_3 c_1 + k_3 d_1 (k_1^2 + k_2^2 + k_3^2)) \tilde{\psi} \\ & - (\hat{u} \sin \psi + \hat{v} \cos \psi) \tilde{r} \end{aligned} \quad (198)$$

A equação acima pode ser reestruturada, para fins de simplificação, através do emprego das seguintes funções:

Função α_{2i} :

$$\begin{aligned}\alpha_{21} &= \cos \psi \\ \alpha_{22} &= -\sin \psi \\ \alpha_{23} &= -\sin \psi\end{aligned}\tag{199}$$

Função ω_{2i} :

$$\begin{aligned}\omega_{21} &= k_{10} \cos \psi - k_{13} \sin \psi + k_1 c_1 + k_1 d_1 (k_1^2 + k_2^2 + k_3^2) \\ \omega_{22} &= k_{11} \cos \psi - k_{14} \sin \psi + k_2 c_1 + k_2 d_1 (k_1^2 + k_2^2 + k_3^2) \\ \omega_{23} &= k_{12} \cos \psi - k_{15} \sin \psi + k_3 c_1 + k_3 d_1 (k_1^2 + k_2^2 + k_3^2) \\ \omega_{26} &= -\hat{u} \sin \psi - \hat{v} \cos \psi\end{aligned}\tag{200}$$

Definindo a função ϕ_2 por:

$$\begin{aligned}\phi_2 &= -\sin \psi (\hat{u} \hat{r} - a_3 \hat{y} - a_4 \hat{v} - a_5 \hat{r}) \\ &+ \cos \psi (-\hat{v} \hat{r} - a_1 \hat{x} - a_2 \hat{u}) - \ddot{x}_d \\ &- c_1^2 z_1 - 2c_1 d_1 (k_1^2 + k_2^2 + k_3^2) z_1 + c_1 z_2 \\ &- d_1^2 (k_1^2 + k_2^2 + k_3^2)^2 z_1 + d_1 (k_1^2 + k_2^2 + k_3^2) z_2\end{aligned}\tag{201}$$

Substituindo (199), (200) e (201) em (198) obtém-se:

$$\dot{z}_2 = \alpha_{21} b_1 \tau_1 + \alpha_{22} b_2 \tau_2 + \alpha_{23} b_3 \tau_3 + \phi_2 + \omega_{21} \tilde{x} + \omega_{22} \tilde{y} + \omega_{23} \tilde{\psi} + \omega_{26} \tilde{r}\tag{202}$$

Neste momento é escolhida a lei de controle. A lei de controle deve fornecer a realimentação necessária para o subsistema z_2 . A lei de controle é arbitrária, mas sua escolha deve estar associada a uma função de controle de Lyapunov, previamente definida em (191). Por definição sabe-se que a derivada da função de Lyapunov a ser

escolhida deve ser menor que zero para a estabilização do sistema. Isto implica em escolher uma função com ganhos lineares c_2 e não lineares d_2 proporcionais a z_2 que sejam sempre positivos, e a inclusão da escolha de uma função quadrática para amortecer os erros \tilde{x} , \tilde{y} e $\tilde{\psi}$ associados a z_2 , garantindo assim, sempre termos positivos.

Com isto a lei de controle escolhida é para controle do navio na direção Norte-Sul:

$$\alpha_{21}b_1\tau_1 + \alpha_{22}b_2\tau_2 + \alpha_{23}b_3\tau_3 = -c_2z_2 - K_p z_1 - \phi_2 - d_2(\omega_{21}^2 + \omega_{22}^2 + \omega_{23}^2 + \omega_{26}^2)z_2 \quad (203)$$

A substituição de (203) em (202) apresenta a dinâmica de z_2 , que está sendo estabilizada pela lei de controle:

$$\dot{z}_2 = -c_2z_2 + \omega_{21}\tilde{x} + \omega_{22}\tilde{y} + \omega_{23}\tilde{\psi} + \omega_{26}\tilde{r} + d_2(\omega_{21}^2 + \omega_{22}^2 + \omega_{23}^2 + \omega_{24}^2) - K_p z_1 \quad (204)$$

V.8.5 A Determinação da Lei de controle na Direção Leste-Oeste

A avaliação da dinâmica do movimento na direção Leste-Oeste é obtida através da derivação da equação (166.b):

$$z_4 = \xi_3 - \alpha_3 \quad (205)$$

Substituindo (158.b) em (205) tem-se:

$$z_4 = \hat{u} \sin \psi + \hat{v} \cos \psi - \alpha_3 \quad (206)$$

Do espaço de estados em (167) obtém-se:

$$\dot{z}_3 = -c_3 z_3 + k_4 \tilde{x} + k_5 \tilde{y} + k_6 \tilde{\psi} - d_3 (k_4^2 + k_5^2 + k_6^2) z_3 + z_4 \quad (207)$$

Diferenciando (205) em relação ao tempo, tem-se:

$$\dot{z}_4 = \dot{\xi}_3 - \dot{\alpha}_3 \quad (208)$$

Substituindo as equações (158.b), (166.b), (206) e (207) em (208) e lembrando, da equação (83.e), que: $\dot{\hat{v}} = -a_3 \hat{y} - a_4 \hat{v} - a_5 \hat{r} + b_2 \tau_2 + b_3 \tau_3 + k_{13} \tilde{x} + k_{14} \tilde{y} + k_{15} \tilde{\psi}$, obtém-se:

$$\begin{aligned} \dot{z}_4 = & b_1 \tau_1 \sin \psi + b_2 \tau_2 \cos \psi + b_3 \tau_3 \cos \psi \\ & + \sin \psi (-\hat{v} \hat{r} - a_1 \hat{x} - a_2 \hat{u}) \\ & + \cos \psi (\hat{u} \hat{r} - a_3 \hat{y} - a_4 \hat{v} - a_5 \hat{r}) - \ddot{y}_d \\ & - c_3^2 z_3 - 2c_3 d_3 (k_4^2 + k_5^2 + k_6^2) z_3 + c_3 z_4 \\ & - d_3^2 (k_4^2 + k_5^2 + k_6^2)^2 z_3 + d_3 (k_4^2 + k_5^2 + k_6^2) z_4 \\ & + (k_{10} \sin \psi + k_{13} \cos \psi + k_4 c_3 + k_4 d_3 (k_4^2 + k_5^2 + k_6^2)) \tilde{x} \\ & + (k_{11} \sin \psi + k_{14} \cos \psi + k_5 c_3 + k_5 d_3 (k_4^2 + k_5^2 + k_6^2)) \tilde{y} \\ & + (k_{12} \sin \psi - k_{15} \cos \psi + k_6 c_3 + k_6 d_3 (k_4^2 + k_5^2 + k_6^2)) \tilde{\psi} \\ & + (\hat{u} \cos \psi - \hat{v} \sin \psi) \tilde{r} \end{aligned} \quad (209)$$

A equação acima pode ser reestruturada, para fins de simplificação, através do emprego das seguintes funções:

Função α_{4i}

$$\begin{aligned} \alpha_{41} &= \sin \psi \\ \alpha_{42} &= \cos \psi \\ \alpha_{43} &= \cos \psi \end{aligned} \quad (210)$$

Função ω_{4i} :

$$\begin{aligned}
 \omega_{41} &= k_{10} \sin \psi + k_{13} \cos \psi + k_4 c_3 + k_4 d_3 (k_4^2 + k_5^2 + k_6^2) \\
 \omega_{42} &= k_{11} \sin \psi + k_{14} \cos \psi + k_5 c_3 + k_5 d_3 (k_4^2 + k_5^2 + k_6^2) \\
 \omega_{43} &= k_{12} \sin \psi + k_{15} \cos \psi + k_6 c_3 + k_6 d_3 (k_4^2 + k_5^2 + k_6^2) \\
 \omega_{46} &= \hat{u} \cos \psi - \hat{v} \sin \psi
 \end{aligned} \tag{211}$$

Definindo a função ϕ_4 por:

$$\begin{aligned}
 \phi_4 &= \sin \psi (\hat{u} \hat{r} - a_1 \hat{x} - a_2 \hat{u}) \\
 &+ \cos \psi (\hat{u} \hat{r} - a_3 \hat{y} - a_4 \hat{v} - a_5 \hat{r}) - \ddot{y}_d \\
 &- c_3^2 z_3 - 2c_3 d_3 (k_4^2 + k_5^2 + k_6^2) z_3 + c_3 z_4 \\
 &- d_3^2 (k_4^2 + k_5^2 + k_6^2)^2 z_3 + d_3 (k_4^2 + k_5^2 + k_6^2) z_4
 \end{aligned} \tag{212}$$

Substituindo (210), (211) e (212) em (209) obtém-se:

$$\dot{z}_4 = \alpha_{41} b_1 \tau_1 + \alpha_{42} b_2 \tau_2 + \alpha_{43} b_3 \tau_3 + \phi_4 + \omega_{41} \tilde{x} + \omega_{42} \tilde{y} + \omega_{43} \tilde{\psi} + \omega_{46} \tilde{r} \tag{213}$$

A lei de controle na direção Leste-Oeste é escolhida com os mesmos critérios adotados para o movimento na direção Norte-Sul, resultando em:

$$\alpha_{41} b_1 \tau_1 + \alpha_{42} b_2 \tau_2 + \alpha_{43} b_3 \tau_3 = -c_4 z_4 - k_p z_3 - \phi_4 - d_4 (\omega_{41}^2 + \omega_{42}^2 + \omega_{43}^2 + \omega_{46}^2) z_4 \tag{214}$$

Substituindo (214) em (213) obtêm-se:

$$\dot{z}_4 = -c_4 z_4 + \omega_{41} \tilde{x} + \omega_{42} \tilde{y} + \omega_{43} \tilde{\psi} + \omega_{46} \tilde{r} - d_4 (\omega_{41}^2 + \omega_{42}^2 + \omega_{43}^2 + \omega_{46}^2) z_4 - k_p z_3 \tag{215}$$

V.8.6 A Determinação da Lei de Controle de Rumo

A avaliação da dinâmica do movimento de rotação em relação ao Norte é obtida através da derivação da equação (166.c):

$$z_6 = \xi_5 - \alpha_5 \quad (216)$$

Substituindo (158.c) em (216) tem-se:

$$z_6 = \hat{r} - \alpha_5 \quad (217)$$

Do espaço de estados em (167) obtém-se:

$$\dot{z}_5 = -c_5 z_5 + k_7 \tilde{x} + k_8 \tilde{y} + k_9 \tilde{\psi} - d_5 (k_7^2 + k_8^2 + k_9^2) z_5 + z_6 \quad (218)$$

Diferenciando z_6 em relação ao tempo, tem-se:

$$\dot{z}_6 = \dot{\xi}_5 - \dot{\alpha}_5 \quad (219)$$

Substituindo as equações (158.c), (166.c), (217) e (218) em (219) e lembrando, da equação (83.f), que: $\dot{\hat{r}} = -a_6 \hat{y} - a_7 \hat{v} - a_8 \hat{r} + b_2 \tau_2 + b_3 \tau_3 + k_{16} \tilde{x} + k_{17} \tilde{y} + k_{18} \tilde{\psi}$, obtém-se:

$$\begin{aligned} \dot{z}_6 &= b_4 \tau_2 + b_5 \tau_3 \\ &- a_6 \hat{y} - a_7 \hat{v} - a_8 \hat{r} - \dot{\psi}_d \\ &- c_5^2 z_5 - 2c_5 d_5 (k_7^2 + k_8^2 + k_9^2) z_5 + c_5 z_6 \\ &- (d_5^2 + d_5 z_6) (k_7^2 + k_8^2 + k_9^2) \\ &+ (k_{16} + k_7 c_5 + k_7 d_5 (k_7^2 + k_8^2 + k_9^2)) \tilde{x} \\ &+ (k_{17} + k_8 c_5 + k_8 d_5 (k_7^2 + k_8^2 + k_9^2)) \tilde{y} \\ &+ (k_{18} + k_9 c_5 + k_9 d_5 (k_7^2 + k_8^2 + k_9^2)) \tilde{\psi} \end{aligned} \quad (220)$$

A equação acima pode ser reestruturada, para fins de simplificação, através do emprego das seguintes funções:

Função α_{6i} :

$$\begin{aligned}\alpha_{61} &= 0 \\ \alpha_{62} &= 1 \\ \alpha_{63} &= 1\end{aligned}\tag{221}$$

função ω_{6i} :

$$\begin{aligned}\omega_{61} &= k_{16} + k_7 c_5 + k_7 d_5 (k_7^2 + k_8^2 + k_9^2) \\ \omega_{62} &= k_{17} + k_8 c_5 + k_8 d_5 (k_7^2 + k_8^2 + k_9^2) \\ \omega_{63} &= k_{18} + k_9 c_5 + k_9 d_5 (k_7^2 + k_8^2 + k_9^2)\end{aligned}\tag{222}$$

Definindo a função ϕ_6 por:

$$\begin{aligned}\phi_6 &= -a_6 \hat{y} - a_7 \hat{v} - a_8 \hat{r} \\ &- c_5^2 z_5 - 2c_5 d_5 (k_7^2 + k_8^2 + k_9^2) z_5 + c_5 z_6 \\ &- d_5^2 (k_7^2 + k_8^2 + k_9^2) z_5 \\ &+ d_5 (k_7^2 + k_8^2 + k_9^2) z_6\end{aligned}\tag{223}$$

Substituindo (221), (222) e (223) em (220) obtêm-se:

$$\dot{z}_6 = \alpha_{62} b_4 \tau_2 + \alpha_{63} b_5 \tau_3 + \phi_6 + \omega_{61} \tilde{x} + \omega_{62} \tilde{y} + \omega_{63} \tilde{\psi}\tag{224}$$

A lei de controle é escolhida com os mesmos critérios adotados para o movimento na Direção Norte-Sul e Leste-Oeste, resultando em:

$$\alpha_{62} b_4 \tau_2 + \alpha_{63} b_5 \tau_3 = -c_6 z_6 - k_p z_5 - \phi_6 - d_6 (\omega_{61}^2 + \omega_{62}^2 + \omega_{63}^2) z_6\tag{225}$$

Substituindo (225) em (224) obtêm-se:

$$\dot{z}_6 = -c_6 z_6 + \omega_{61} \tilde{x} + \omega_{62} \tilde{y} + \omega_{63} \tilde{\psi} - d_6 (\omega_{61}^2 + \omega_{62}^2 + \omega_{63}^2) z_6 - k_p z_5\tag{226}$$

V.9 A Lei de Controle Resultante

Em (203), (214) e (225) tem-se um sistema de equações para a ação de controle τ_1, τ_2 e τ_3 :

$$\begin{aligned}\alpha_{21}b_1\tau_1 + \alpha_{22}b_2\tau_2 + \alpha_{23}b_3\tau_3 &= -c_2z_2 - k_p z_1 - \phi_2 - d_2(\omega_{21}^2 + \omega_{22}^2 + \omega_{23}^2 + \omega_{26}^2)z_2 \\ \alpha_{41}b_1\tau_1 + \alpha_{42}b_2\tau_2 + \alpha_{43}b_3\tau_3 &= -c_4z_4 - k_p z_3 - \phi_4 - d_4(\omega_{41}^2 + \omega_{42}^2 + \omega_{43}^2 + \omega_{46}^2)z_4 \\ \alpha_{62}b_4\tau_2 + \alpha_{63}b_5\tau_3 &= -c_6z_6 - k_p z_5 - \phi_6 - d_6(\omega_{61}^2 + \omega_{62}^2 + \omega_{63}^2)z_6\end{aligned}\quad (227)$$

Resolvendo o sistema de equações acima, chega-se a:

$$\begin{bmatrix} \tau_1 \\ \tau_2 \\ \tau_3 \end{bmatrix} = -S_I^{-1} \begin{bmatrix} c_2z_2 + \phi_2 + d_2(\omega_{21}^2 + \omega_{22}^2 + \omega_{23}^2 + \omega_{26}^2)z_2 + k_p z_1 \\ c_4z_4 + \phi_4 + d_4(\omega_{41}^2 + \omega_{42}^2 + \omega_{43}^2 + \omega_{46}^2)z_4 + k_p z_3 \\ c_6z_6 + \phi_6 + d_6(\omega_{61}^2 + \omega_{62}^2 + \omega_{63}^2)z_6 + k_p z_5 \end{bmatrix}\quad (228)$$

Onde:

$$S_I = \begin{bmatrix} \alpha_{21}b_1 & \alpha_{22}b_2 & \alpha_{23}b_3 \\ \alpha_{41}b_1 & \alpha_{42}b_2 & \alpha_{43}b_3 \\ 0 & \alpha_{62}b_4 & \alpha_{63}b_5 \end{bmatrix}$$

V.10 A Estabilidade do Sistema

A estabilidade do controle “backstepping” pode ser verificada através da análise do sistema formado pelas equações (196), (204), (207), (215), (218), (226), (84) e (85), resultando no seguinte sistema de equações:

$$\begin{aligned}
\dot{z}_1 &= -c_1 z_1 + k_1 \tilde{x} + k_2 \tilde{y} + k_3 \tilde{\psi} - d_1 (k_1^2 + k_1^2 + k_1^2) z_1 + z_2 \\
\dot{z}_2 &= -c_2 z_2 + \omega_{21} \tilde{x} + \omega_{22} \tilde{y} + \omega_{23} \tilde{\psi} + \omega_{26} \tilde{r} - d_2 (\omega_{21}^2 + \omega_{22}^2 + \omega_{23}^2 + \omega_{26}^2) z_2 - z_1 \\
\dot{z}_3 &= -c_3 z_3 + k_4 \tilde{x} + k_5 \tilde{y} + k_6 \tilde{\psi} - d_3 (k_4^2 + k_5^2 + k_6^2) z_3 + z_4 \\
\dot{z}_4 &= -c_4 z_4 + \omega_{41} \tilde{x} + \omega_{42} \tilde{y} + \omega_{43} \tilde{\psi} + \omega_{46} \tilde{r} - d_4 (\omega_{41}^2 + \omega_{42}^2 + \omega_{43}^2 + \omega_{46}^2) z_4 - z_3 \\
\dot{z}_5 &= -c_5 z_5 + k_7 \tilde{x} + k_8 \tilde{y} + k_9 \tilde{\psi} - d_5 (k_7^2 + k_8^2 + k_9^2) z_5 + z_6 \\
\dot{z}_6 &= -c_6 z_6 + \omega_{61} \tilde{x} + \omega_{62} \tilde{y} + \omega_{63} \tilde{\psi} - d_6 (\omega_{61}^2 + \omega_{62}^2 + \omega_{63}^2) z_6 - z_5 \\
\dot{\tilde{x}}_0 &= \tilde{u} \cos(\psi) - \tilde{v} \sin(\psi) - k_1 \tilde{x} - k_2 \tilde{y} - k_3 \tilde{\psi} \\
\dot{\tilde{y}}_0 &= \tilde{u} \sin(\psi) + \tilde{v} \cos(\psi) - k_4 \tilde{x} - k_5 \tilde{y} - k_6 \tilde{\psi} \\
\dot{\tilde{\psi}} &= \tilde{r} - k_7 \tilde{x} - k_8 \tilde{y} - k_9 \tilde{\psi} \\
\dot{\tilde{u}} &= -a_1 \tilde{x} - a_2 \tilde{u} - k_{10} \tilde{x} - k_{11} \tilde{y} - k_{12} \tilde{\psi} \\
\dot{\tilde{v}} &= -a_3 \tilde{y} - a_4 \tilde{v} - a_5 \tilde{r} - k_{13} \tilde{x} - k_{14} \tilde{y} - k_{15} \tilde{\psi} \\
\dot{\tilde{r}} &= -a_6 \tilde{y} - a_7 \tilde{v} - a_8 \tilde{r} - k_{16} \tilde{x} - k_{17} \tilde{y} - k_{18} \tilde{\psi}
\end{aligned} \tag{229}$$

Quando colocando (229) na forma vetorial, tem-se:

$$\begin{aligned}
\dot{z} &= -C_z z - D_z z + E_x z + W_{\tilde{\eta}} \tilde{\eta} + W_{\tilde{v}} \tilde{v} \\
\dot{\tilde{\eta}} &= J(\psi) \tilde{v} - K_1 \tilde{\eta} \\
\dot{\tilde{v}} &= -A_1 \tilde{\eta} - A_2 \tilde{v} - K_2 \tilde{\eta}
\end{aligned} \tag{230}$$

Onde:

$$z = [z_1 \quad z_2 \quad z_3 \quad z_4 \quad z_5 \quad z_6]^T \tag{231}$$

$$\tilde{\eta} = [\tilde{x} \quad \tilde{y} \quad \tilde{\psi}]^T \tag{232}$$

$$\tilde{v} = [\tilde{u} \quad \tilde{v} \quad \tilde{r}]^T \tag{233}$$

$$C_z = \text{diag}[c_1 \quad c_2 \quad c_3 \quad c_4 \quad c_5 \quad c_6] \tag{234}$$

$$D_z = \text{diag} \begin{bmatrix} d_1(k_1^2 + k_2^2 + k_3^2), \\ d_2(\omega_{21}^2 + \omega_{22}^2 + \omega_{23}^2 + \omega_{26}^2), \\ d_3(k_4^2 + k_5^2 + k_6^2), \\ d_4(\omega_{41}^2 + \omega_{42}^2 + \omega_{43}^2 + \omega_{46}^2), \\ d_5(k_7^2 + k_8^2 + k_9^2), \\ d_6(\omega_{61}^2 + \omega_{62}^2 + \omega_{63}^2), \end{bmatrix} \quad (235)$$

$$E_z = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 \end{bmatrix} \quad (236)$$

$$W_{\tilde{\eta}} = \begin{bmatrix} k_1 & k_2 & k_3 \\ \omega_{21} & \omega_{22} & \omega_{23} \\ k_4 & k_5 & k_6 \\ \omega_{41} & \omega_{42} & \omega_{43} \\ k_7 & k_8 & k_9 \\ \omega_{61} & \omega_{62} & \omega_{63} \end{bmatrix} \quad (237)$$

$$W_{\tilde{v}} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \omega_{26} \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \omega_{46} \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (238)$$

Lembrando que a função de Lyapunov escolhida para fins de controle foi:

$$V_{\text{controle}} = \frac{1}{2}(Z^T Z + \tilde{\eta}^T P_1 \tilde{\eta} + \tilde{v}^T P_2 \tilde{v}) \quad (239)$$

A verificação da estabilidade é feita através da função de controle escolhida, cuja derivada deve ser negativa para que o sistema seja assintoticamente estável.

Derivando (239) no tempo, obtém-se:

$$\dot{V}_{controle} = Z^T \dot{Z} + \tilde{\eta}^T P_1 \dot{\tilde{\eta}} + \tilde{v} P_2 \dot{\tilde{v}} \quad (240)$$

$$\begin{aligned} \dot{V}_{controle} = Z^T (-C_z Z - D_z Z + E_z z + W_{\tilde{\eta}} \tilde{\eta} + W_{\tilde{v}} \tilde{v}) \\ + (R(\psi) \tilde{v} - K_1 \tilde{\eta})^T P_1 \dot{\tilde{\eta}} \\ + \tilde{v} P_2 (-A_1 \tilde{\eta} - A_2 \tilde{v} - K_2 \tilde{\eta}) \end{aligned} \quad (241)$$

$$\begin{aligned} = z^T C_z z - z^T D_z z + z^T E_z z + z^T W_{\tilde{\eta}} \tilde{\eta} + z^T W_{\tilde{v}} \tilde{v} \\ - \frac{1}{4} \tilde{\eta}^T G_1 \tilde{\eta} - \frac{1}{4} \tilde{v}^T G_2 \tilde{v} - \tilde{\eta}^T (K_1 P_1 - \frac{1}{4} G_1) \tilde{\eta} - \tilde{v}^T (P_2 A_2 - \frac{1}{4} G_2) \tilde{v} \\ - \tilde{v} (P_2 A_1 + P_2 A_2 - R^T(\psi) P_1) \tilde{\eta} \end{aligned} \quad (242)$$

Obs.: Na equação acima foram adicionados termos cuja soma é zero:

$$\frac{1}{4} (\tilde{\eta}^T G_1 \tilde{\eta} - \tilde{\eta}^T G_1 \tilde{\eta}) \text{ e } \frac{1}{4} (\tilde{v}^T G_1 \tilde{v} - \tilde{v}^T G_1 \tilde{v}), \text{ com:} \quad (243)$$

$$G_1 = \text{diag}(g_1, g_1, g_1)$$

$$G_1 = \text{diag}(0, 0, g_2)$$

$$g_1 = \sum_{i=1}^6 \frac{1}{d_i} > 0$$

$$g_2 = \frac{1}{d_2} + \frac{1}{d_4} > 0$$

A matriz E_z em (226) é skew simétrica. Então $z^T E_z z = 0, \forall z$.

Com isto verifica-se que:

$$-z^T D_z z + z^T W_{\tilde{\eta}} \tilde{\eta} + z^T W_{\tilde{v}} \tilde{v} - \frac{1}{4} (\tilde{\eta}^T G_1 \tilde{\eta} + \tilde{v}^T G_2 \tilde{v}) \leq 0 \quad (244)$$

Ou seja, na forma convencional de cada componente:

$$\begin{aligned}
& -d_1 \left(\frac{1}{2d_1} \tilde{x} - z_1 k_1 \right)^2 - d_1 \left(\frac{1}{2d_1} \tilde{y} - z_1 k_2 \right)^2 - d_1 \left(\frac{1}{2d_1} \tilde{\psi} - z_1 k_3 \right)^2 \\
& -d_2 \left(\frac{1}{2d_2} \tilde{x} - z_2 \omega_{21} \right)^2 - d_2 \left(\frac{1}{2d_2} \tilde{y} - z_2 \omega_{22} \right)^2 - d_2 \left(\frac{1}{2d_2} \tilde{\psi} - z_2 \omega_{23} \right)^2 \\
& -d_2 \left(\frac{1}{2d_2} \tilde{r} - z_2 \omega_{26} \right)^2 - d_3 \left(\frac{1}{2d_3} \tilde{x} - z_3 k_4 \right)^2 - d_3 \left(\frac{1}{2d_3} \tilde{y} - z_3 k_5 \right)^2 \\
& -d_3 \left(\frac{1}{2d_3} \tilde{r} - z_3 k_6 \right)^2 - d_4 \left(\frac{1}{2d_4} \tilde{x} - z_4 \omega_{41} \right)^2 - d_4 \left(\frac{1}{2d_4} \tilde{y} - z_4 \omega_{42} \right)^2 \\
& -d_4 \left(\frac{1}{2d_4} \tilde{r} - z_4 \omega_{43} \right)^2 - d_4 \left(\frac{1}{2d_4} r - z_4 \omega_{46} \right)^2 - d_5 \left(\frac{1}{2d_5} \tilde{x} - z_5 k_7 \right)^2 \\
& -d_5 \left(\frac{1}{2d_5} \tilde{y} - z_5 k_8 \right)^2 - d_5 \left(\frac{1}{2d_5} \tilde{r} - z_5 k_9 \right)^2 - d_6 \left(\frac{1}{2d_6} \tilde{x} - z_6 \omega_{61} \right)^2 \\
& -d_6 \left(\frac{1}{2d_6} \tilde{y} - z_6 \omega_{62} \right)^2 - d_6 \left(\frac{1}{2d_6} \tilde{r} - z_6 \omega_{63} \right)^2 \leq 0
\end{aligned} \tag{245}$$

Ou seja, com isto se comprova que existe a condição de estabilidade global, pois

$\dot{V}_{controle} \leq 0$. O que atende os critérios de estabilidade assintótica global para sistemas não autônomos.

Capítulo VI

A Alocação de Forças

Um algoritmo de alocação de propulsores tem por finalidade determinar a intensidade da força e a direção de cada atuador de forma a atender com custos mínimos aos comandos do controlador. A alocação dos propulsores é um problema de otimização. Neste capítulo apresenta-se o problema na forma geral. Faz-se a análise do mesmo para o navio, quando empregando propulsores fixos e azimutais (rotatórios) e apresenta-se uma solução para problemas em tempo real..

VI.1 – O Problema de Alocação de Forças

A lei de controle, como verificado anteriormente no capítulo V, fornece a ação de entrada de controle τ para fins de equilíbrio do sistema. Esta ação de controle foi dividida, como visto na equação (204), em três componentes definidas por τ_1 , τ_2 , τ_3 , ou seja, nas forças em surge e sway e momento em yaw. Existe agora o problema de como alocar estas forças em função do tipo, quantidade e posição dos atuadores disponíveis em uma embarcação, de forma a se conseguir uma distribuição ótima.

Podemos apresentar a idéia do conceito do controle de alocação, a partir da equação (110):

$$\dot{x}_2 = u(t)$$

Fazendo

$$u(t) = \tau \quad (246)$$

Considerando-se que se disponha de apenas dois atuadores, tem-se:

$$\dot{x}_2 = u_1 + u_2 \quad (247)$$

Onde x_2 é uma variável de estado, u_1 e u_2 são inputs de controle, ou seja, constituem a ação dos atuadores. Pode-se entender x_2 como a velocidade de um objeto de massa m afetado pelo resultante de forças $\tau = u_1 + u_2$. Assumindo que para o equilíbrio do objeto é necessário um total de forças igual a 1, têm-se diversas formas de alcançar o objetivo com os atuadores 1 e 2. Exemplo: $u_1 = 1$ e $u_2 = 0$, $u_1 = 0.5$ e $u_2 = 0.5$, $u_1 = -10$ e $u_2 = 11$. Descobrir o valor ótimo é a finalidade do algoritmo de controle de alocação.

Um algoritmo de alocação de controle resolve uma indeterminação dada por inequações, no qual a entrada ou “input” é o efeito total a ser produzido, conhecido como “entrada do controle virtual”, no caso de estudo é a resultante das forças dadas por $\tau \in R^k$ e a as saídas ou “outputs” são as “entradas de controle verdadeiras”, $u_i \in R^n$, onde n é maior que k .

Dados τ , u_i , têm-se:

$$f(u_i) = \tau \quad (248)$$

Onde $f : R^n \rightarrow R^k$ representa o mapeamento da entrada de controle verdadeira para a virtual em um dado sistema, ou seja, representa a distribuição de forças dos propulsores ou azimutais para um dado valor de força total.

Em problemas de alocação de forças o caso mais estudado e aplicado tanto em áreas marítimas quanto na aviação é o linear [107], onde a equação (248) passa a ser:

$$BU = \tau \tag{249}$$

Onde:

B é uma matriz de controle de ordem $k \times n$.

U é um vetor que contém os inputs de controle u_i .

Para incorporar as limitações da força de cada atuador devem-se incluir valores limites dos mesmos, dados por:

$$u_{i_{\min}} \leq u_i \leq u_{i_{\max}} \tag{250}$$

Em existindo limitações nas taxas de variação das forças as mesmas podem ser representadas por:

$$\rho_{i_{\min}} \leq \dot{u}_i \leq \rho_{i_{\max}} \tag{251}$$

Para fins de análise numérica e simulação é interessante que se tenha uma aproximação da taxa de variação de u a partir de uma amostra temporal T , ou seja:

$$\dot{u}_i \approx \frac{u_i(t) - u_i(t-T)}{T} \tag{252}$$

Isto permite com que as limitações das taxas de variações de u_i possam ser reescritas em função de suas restrições de posição.

Combinando (250) com (252) tem-se:

$$\begin{aligned} u_{i \max} &= \max\{u_{\min}, u_i(t-T) + T\rho_{\min}\} \\ u_{i \min} &= \min\{u_{\max}, u_i(t-T) + T\rho_{\max}\} \end{aligned} \quad (253)$$

Associando (253) com (249) é obtida a equação padrão de controle de sistemas lineares:

$$\begin{aligned} Bu_i &= \tau \\ u_{i \min} &\leq u_i \leq u_{i \max} \end{aligned} \quad (254)$$

A solução de (254) é dada pela intersecção dos planos $Bu_i = \tau$ e as restrições de posição definido pelo setor $u_{i \min} \leq u_i \leq u_{i \max}$. Esta solução é válida porque todos os conjuntos são convexos, ou seja, em se unindo dois pontos do conjunto por um segmento de reta, todos os pontos deste segmento também pertencem ao conjunto.

Como todos os conjuntos são convexos, tem-se solução convexa, com três possíveis respostas:

- 1- Número infinito de soluções;
- 2- Uma única solução; ou
- 3- Não existência de solução.

Exemplo: Considerando duas entradas provenientes dos controles u_1 e u_2 , que contribuem para um controle virtual, τ , através de:

$$\tau = 2u_1 + u_2 \tag{255}$$

Impondo restrições à ação dos atuadores dados por:

$$-1 \leq u_1 \leq 1$$

$$-1 \leq u_2 \leq 1$$

Usando a notação de (254) tem-se:

$$B = \begin{pmatrix} 2 & 1 \\ 1 & 0 \end{pmatrix}, U_{\min} = \begin{pmatrix} -1 \\ -1 \end{pmatrix}, U_{\max} = \begin{pmatrix} 1 \\ 1 \end{pmatrix}$$

A Figura 10, abaixo, ilustra esta situação de controle para diversos valores de τ .

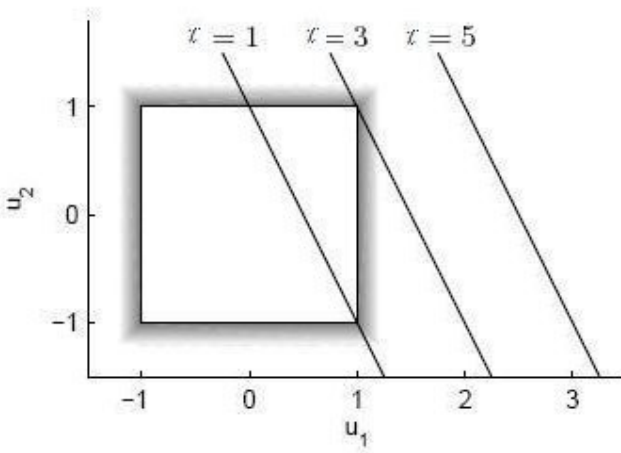


Figura 10 – Soluções da Equação (255) para 3 Valores Diferentes de

$$\tau = 2u_1 + u_2$$

Na figura 10, temos a demanda do controle virtual $\tau = 2u_1 + u_2$ para diferentes valores de τ (linhas cheias) com restrições de posição $-1 \leq u_1, u_2 \leq 1$ (caixa sombreada). Para $\tau = 1$ existem infinitas soluções, para $\tau = 3$ existe apenas uma solução e para $\tau = 5$ não existem soluções viáveis.

VI-2 A Otimização na Alocação de Controle

No caso 1, onde existem infinitas soluções, existe a liberdade na escolha da entrada de controle, sem que se afete a dinâmica do sistema. Isto permite a criação de métodos que venham a ter por objetivo otimizar a escolha do controle de entrada de forma a que se tenha o mínimo uso do mesmo (otimização baseada na alocação de controle), ou evitar o uso de certos atuadores caso os mesmos tenham sido saturados (cadeia ótima).

No caso 2, quando só existe uma solução, a tarefa passa a ser unicamente de descobrir esta entrada.

No caso 3, a entrada de controle virtual não pode ser produzida, e alguém tem de definir um novo valor para a mesma (normalmente “menor”) de forma que τ possa ser obtida. Isto é normalmente conhecido como comando limite. Buffington [109], sugere que se decomponha τ em um número de termos com diferentes prioridades dependendo de suas funções (ex.: estabilidade, acompanhamento de referências, etc), e então se limite o termo de mais baixa prioridade. Bodson e Pohlchuk [110], sugerem um número de alternativas no qual se possam escalonar as referências de entrada e reduzir os requisitos de controle.

Limitações de comando também podem ser implementadas como parte do esquema de alocação. Isto é feito deixando um algoritmo de controle determinar um valor viável de U . Esta aproximação pode ser feita através de pesos, minimizando a norma de $BU - \tau$ (otimização baseada no controle de alocação), ou fazendo U o valor

máximo da entrada de controle virtual possível na direção de τ (alocação de controle direta).

VI.3 - Métodos de Otimização na Alocação de Controle - A Norma l_p

Os métodos de otimização de alocação de controle se baseiam na interpretação do problema de alocação: dado um comando de controle virtual τ , procura-se determinar um comando de entrada U viável tal que $BU = \tau$, caso existam diversas soluções, escolher a melhor, caso não existam soluções, determinar U tal que BU se aproxime o máximo possível de τ .

Para se medir o “quão bom” está a solução, ou a aproximação, emprega-se uma norma conhecida por l_p , onde para cada particular valor de p tem-se uma alocação de controle ótima. A norma l_p de um vetor $u \in R^m$ é definida por:

$$\|u\|_p = \left(\sum_{i=1}^m |u_i|^p \right)^{\frac{1}{p}}$$

$$\text{Onde } 1 \leq p \leq \infty \tag{256}$$

A entrada de controle ótima é obtida através de [107]:

$$\begin{aligned} u_i &= \arg \min_{u \in \Omega} \|W_u * u\|_p \\ \Omega &= \arg \min_{u_{\min} \leq u \leq u_{\max}} \|W_v * (Bu_i - \tau)\|_p \end{aligned} \tag{257}$$

Onde, W_u e W_v são matrizes de pesos. Pode-se interpretar a equação acima da seguinte forma: fornecido Ω , que é conjunto viável de entradas de controle que minimizam $Bu_i - \tau$ (balanceado por W_v), adquira a entrada de controle que minimiza u_i (balanceado por W_u).

Em (257), W_u e W_v são parâmetros de projeto. W_u é utilizado para a priorização dos atuadores, ou seja, qual tipo de atuador deve atuar primeiro. De forma similar, W_v permite a priorização entre o controle de entrada virtual para o caso de não existir solução em (257).

O emprego da norma l_1 é de uso comum em controles, principalmente na aviação [107], [109]. A motivação para sua escolha vem de que geralmente um programa linear pode ser resolvido mais rapidamente que um programa quadrático.

A norma l_2 é a mais empregada em controles onde se pretenda operar com todos os atuadores disponíveis [107]. Neste caso, tem-se:

$$\min_u \|u\|_2$$

Sujeita a $BU = \tau$

Cuja solução é dada por:

$$U = B^\dagger \tau \tag{258}$$

Onde $B^\dagger = B^T (BB^T)^{-1}$, é a matriz pseudo-inversa de B .

Comparando as características das duas normas para o problema apresentado em (255), fazendo, por exemplo, $\tau = 1$ ser a entrada de controle virtual desejada, $W_u = I$, $W_v = 1$, obtêm-se os seguintes resultados:

$$\min_u \|u\|_p, \text{ sujeito a } BU = 1 \text{ com os limites } u_{i,\min} \leq u_i \leq u_{i,\max}$$

Para $p = 1$, tem-se a solução ótima:

$$U = \begin{pmatrix} 0.5 \\ 0 \end{pmatrix}$$

Para $p = 2$, tem-se a solução ótima em:

$$U = B^\dagger * 1 = \begin{pmatrix} 0.4 \\ 0.2 \end{pmatrix}$$

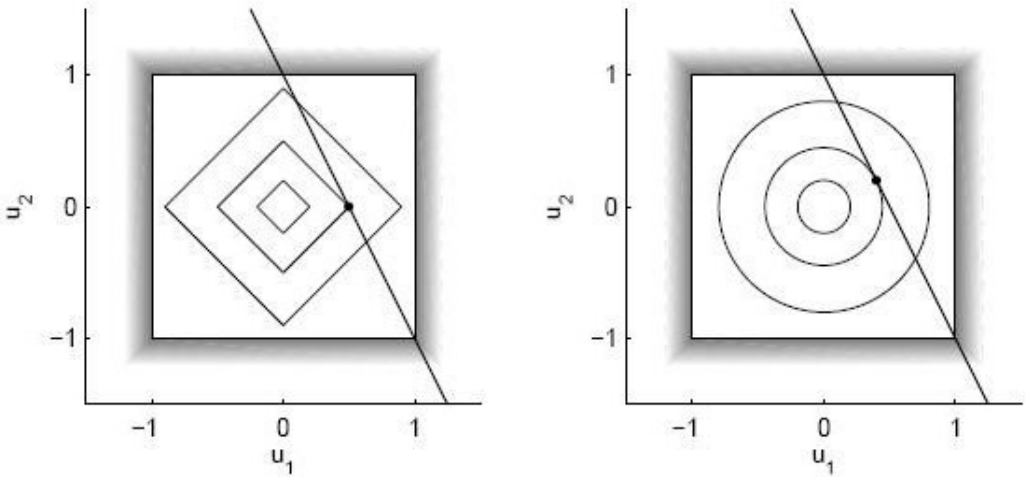


Figura 11 – Comparação das soluções l_1 e l_2 para a equação (255)

Na figura 11, acima, tem-se a representação do controle virtual $Bu = 1$ (linha fina) com as restrições $u_{i,\min} \leq u_i \leq u_{i,\max}$ (caixa sombreada) ao longo das curvas de nível

da função de custo $\|u\|_p$ para $p=1$ (esquerda) e $p=2$ (direita). Os pontos negros demarcam as soluções ótimas.

Pode-se verificar que quando empregando a norma l_2 o controle é feito utilizando as entradas de controle u_1 e u_2 , enquanto que na solução l_1 apenas u_1 é utilizada.

Outro exemplo a ser considerado é:

$B = \begin{pmatrix} 2 & b_2 \end{pmatrix}$. Com $b_2 \geq 0$, tem-se a solução l_2 :

$$U = B^\dagger = \frac{1}{4 + b_2^2} \begin{pmatrix} 2 \\ b_2 \end{pmatrix}$$

Ou seja, a solução varia continuamente com b_2 .

No caso da solução l_1 tem-se:

$$U = (0.5 \quad 0)^T, \text{ se } b_2 < 2$$

$$U = (0 \quad b_2^{-1})^T, \text{ se } b_2 > 2$$

Neste caso a solução apresenta descontinuidade em $b_2 = 2$, onde a solução ótima não é única, indicando a necessidade de inclusão de um condicional no algoritmo de controle para definição da solução ótima.

VI.4 – A Alocação de Forças de Propulsores no Navio

O problema de alocação de forças nos navios, operando em DP, consiste no cálculo da força e ângulo azimutal em cada um dos propulsores de forma que a força e momento resultantes sejam iguais às ações definidas pela lei de controle.

Em sistemas DP, a força de geral de comando (forças e momentos), τ , é definida para os três graus de liberdade do navio no plano horizontal sendo que o número de atuadores (propulsores e azimutais) geralmente é maior. Com isto, tem-se que o número de variáveis de decisões é maior que o número de restrições, e com isto é possível determinar uma distribuição ótima das forças. O algoritmo de controle será responsável pelo cálculo da solução ótima de cada atuador de forma que os valores de τ sejam alcançados.

O controle de alocação dos propulsores é executado em dois passos:

Passo 1: É realizada a alocação de forças. A força comandada τ é distribuída para cada um dos u_i , atuadores disponíveis. A decisão tomada neste estágio determina o quão “bom” está o algoritmo.

Passo 2: É realizada uma verificação da condição em que cada atuador irá operar a fim de atender a força desejada.

Na alocação de empuxo diversas restrições devem ser consideradas: existem limitações a serem impostas a cada atuador. Cada dispositivo está restrito a sua capacidade máxima de potência e também possui perdas dependendo de onde esteja posicionado [111].

VI.4.1 – Notações e Definições

O navio é considerado com um número de atuadores cujo somatório é p . Por atuadores entendem-se propulsores fixos e rotatórios. O propulsor principal quando operando com leme é considerado um dispositivo rotatório.

Adotando-se p_r e p_f como a abreviatura dos números dos propulsores rotatórios e fixos, temos que o número total de propulsores será: $p = p_f + p_r$. O atuador rotatório possui dois controles: um para direção e outro para a amplitude da força. As variáveis de decisão serão $n_r = 2p_r$ e $n_f = p_f$ para os atuadores rotatórios e fixos respectivamente. Tem-se $n = n_r + n_f$ o número total de variáveis de decisão. Denotando por q o número de graus de liberdade, temos para o navio se movendo no plano horizontal, $q = 3$. Quando $n > q$ o navio é dito como sobre-atuado.

Cada propulsor é localizado pelo seu vetor posição:

$$r_i = [l_{x,i}, l_{y,i}] \quad (259)$$

O sistema de coordenadas é o solidário ao corpo e cada propulsor pode produzir uma força u_i na direção α_{pi} .

Os propulsores fixos são numerados de forma a $1 \leq i \leq p_r$ e os azimutais por $p_r + 1 \leq i \leq p$.

Fazendo $u_{i_{\max}} \geq 0$ representar a máxima força de empuxo, pode-se designar uma norma de empuxo ρ_i definida por:

$$\rho_i = \frac{1}{u_{i\max}} u_i \quad (260)$$

Onde $|\rho_i| \leq 1$ para todo propulsor i .

VI.4.2 – Aplicação ao Navio

A alocação de forças dos propulsores em navios pode ser feita a partir da relação linear apresentada na equação (249), dada por:

$$BU = \tau$$

A matriz B é uma matriz de controle na qual é feita a decomposição individual dos vetores da força de empuxo, no plano horizontal. Esta matriz também é conhecida como matriz de “extensão do empuxo”.

A matriz B relaciona tanto os propulsores fixos quanto os rotatórios (azimutais):

$$B = [B_f \quad B_r] \quad (261)$$

Por exemplo, ao definir B_f por:

$$B_f = \begin{bmatrix} 1 & 0 & \dots & 1 & 0 \\ 0 & 1 & \dots & 0 & 1 \\ -l_{1,y} & l_{2,x} & \dots & -l_{n-1,y} & -l_{n,r,x} \end{bmatrix} \quad (262)$$

Tem-se para cada coluna um atuador u_i . Na coluna 1, existe um propulsor u_1 que gera empuxo apenas em surge e um momento em yaw pelo fato do mesmo estar localizado a uma distância $-l_{1,y}$, da linha central longitudinal do navio. Na coluna 2,

existe um impelidor u_2 , que gera apenas empuxo lateral e um momento em yaw por estar localizado a uma distância $l_{2,x}$ da linha da seção de meio navio.

Por exemplo, ao definir B_r , que trata os propulsores azimutais, por:

$$B_r = \begin{bmatrix} \cos \alpha_{pr+1} & \dots & \cos \alpha_p \\ \sin \alpha_{pr+1} & \dots & \sin \alpha_p \\ -l_{pr+1,y} \cos \alpha_{pr+1} + l_{pr+1,y} \sin \alpha_{pr+1} & \dots & l_{p,y} \cos \alpha_p + l_{p,y} \sin \alpha_p \end{bmatrix} \quad (263)$$

Tem-se, para cada coluna, a projeção, no plano horizontal, das forças em surge e sway e momento em yaw de cada propulsor, em função do azimute do propulsor (α_p) e sua posição.

A matriz U possui limitações, dadas pelos limites de força de cada propulsor, e com isto a equação (249) é reescrita por:

$$BKU = \tau \quad (264)$$

Onde K é uma matriz diagonal que define coeficientes limites das forças dos atuadores:

$$K = \text{diag}\{k_1 \quad \dots \quad k_p\} \quad (265)$$

Fazendo

$$\bar{U} = KU, \quad (266)$$

Obtém-se:

$$B\bar{U} = \tau \quad (267)$$

VI.4.3 – A Alocação Ótima dos Propulsores

Dado o vetor comandado τ , a solução do vetor \bar{U} da equação (267) é, no geral indeterminada, pois o número de igualdades, $n = 3$, dadas por τ_1, τ_2, τ_3 é menor que o número de incógnitas ($2n$ azimutais + n propulsores fixos). Esta indeterminação permite que se use um funcional que define a “melhor” solução ou solução ótima. No geral, esta escolha é definida em função daquela que resulte em um menor consumo de energia.

O problema de minimização pode ser escrito como:

$$\underset{\bar{U}}{\text{Min}} L(\bar{U}), \text{ sujeito a } B\bar{U} = \tau \quad (268)$$

Onde o funcional $L(\bar{U})$ representa uma medida de consumo de energia. Com isto recai-se novamente nas soluções dadas para as normas l_p , apresentadas em IV.3. A norma escolhida neste trabalho foi a l_2 . Considera-se que a energia consumida seja proporcional à soma dos quadrados das forças de propulsão.

A solução da norma l_2 , fazendo-se igualdade de pesos na distribuição das forças dos propulsores, é dada pela equação (255), que no caso é representada por:

$$\bar{U} = B^\dagger \tau \quad (269)$$

Substituindo (264) em (269), obtém-se a solução:

$$U = K^{-1} B^\dagger \tau \quad (270)$$

Onde $B^\dagger = B^T(BB^T)^{-1}$, é a matriz pseudo-inversa de B . Este resultado é conhecido solução de Moore-Penrose [42].

Para os casos em que se necessite incluir pesos às forças de cada propulsor, indicando prioridades de ação, B^\dagger é obtida através da adição de uma matriz de pesos simétrica $W_u = W_u^T > 0$, resultando em:

$$B^\dagger = W_u^{-1}B^T(BW_u^{-1}B^T)^{-1} \quad (271)$$

VI.4.5 A viabilidade do controle para uso em tempo real

O principal objetivo de um alocador é achar um controle viável, ou seja, determinar um vetor u_i , que seja ótimo quando comparando com uma função de custo, função esta que nesta tese foi escolhida na forma quadrática em relação a u_i .

As funções quadráticas são candidatas atrativas para um controle ótimo porque podem ser resolvidas em um número finito de iterações que podem ser estimadas rapidamente e com isto se adaptando a sistemas desenvolvidos para tempo real.

Capítulo VII

Resultados, Análises e Observações

Durante a fase de projeto e desenvolvimento do sistema de posicionamento dinâmico e sua integração ao simulador de passadiço foram executados diversos testes, com diferentes manobras, para verificação da viabilidade do controle “backstepping” e de seu observador não linear. Existiu uma grande dúvida inicial quanto à forma de implementação da técnica e integração com o simulador de passadiço principalmente por se tratar de processamento computacional em tempo real. Além disso, existia pouca literatura do emprego da técnica “backstepping” aplicada a navios. A literatura científica com relação ao assunto, apresentando resultados práticos, está concentrada na área aeroespacial e robótica.

O desenvolvimento de um trabalho desta natureza necessitava de uma aplicação prática, não só para verificar o funcionamento do sistema, mas muito mais para se ter a real noção e experimentação das dificuldades no mundo real. Existiu a necessidade da troca de experiência com profissionais na área de controle de navios com posicionamento dinâmico. Este ganho prático foi alcançado quando de um intercâmbio técnico através da empresa Symmetry que é uma empresa nacional que desenvolve e constrói sistemas de posicionamento dinâmico. Com isso, passou a existir uma colaboração técnica proporcionando ganhos para ambas as partes.

Através da empresa Symmetry, o autor pode verificar, na prática, os principais problemas e necessidades para a área de controle e posicionamento de navios. A procura de novas soluções para os problemas apresentados constituiu mais um incentivo para a continuidade do trabalho.

Para fins de aplicação prática da técnica apresentada neste trabalho foi um escolhido o rebocador de apoio marítimo em operações “offshore” “DManoela”. Este navio constituía um desafio para controle em diversas manobras. Isto se deve ao fato da embarcação possuir apenas dois propulsores de passo controlável a ré e dois “bow thrusters”. Com isso, os propulsores de ré além de gerarem forças para vante/ré devem também compensar o momento hidrodinâmico em yaw e o gerado pelos “bow thrusters”. Este rebocador constitui um desafio para operação de manobras em cujas condições o mesmo não fique alinhado à resultante das forças ambientais ou quando existe a necessidade de controle de aproamento.

Os resultados obtidos foram satisfatórios para diversas condições de manobras em diversas condições ambientais, dentro dos limites impostos pelas restrições dos atuadores.

Para apresentar as vantagens da lei de controle empregada e do processo de condução foram destacados seis estudos. Nestes estudos a representação de uma posição oriunda de um equipamento DGPS foi dada a partir da adição de um ruído branco às posições da embarcação simulada.

VII-1 Características do Navio Tipo

O navio tipo empregado no estudo apresentado neste capítulo possui as seguintes características principais:

Comprimento entre perpendiculares (lpp) = 38.67 m;

Boca = 9.30 m;

Calado = 3.00 m;

Coefficiente de bloco = 0.666

Momento de Inércia = 6.7155E+04 kg * m²;

Massa = 718,5437 Kg;

VII-1.1 Coeficientes Hidrodinâmicos do Casco, $u \geq 0$.

Os coeficientes hidrodinâmicos de casco, propulsores e lemes, utilizados neste estudo, abaixo apresentados, foram calculados e ajustados através da mesma metodologia empregada na dissertação de mestrado do autor [94].

$$X'_u = -3.061E-04;$$

$$X'_{vr} = 2.635E-02;$$

$$X'_{vv} = -1.277E-02;$$

$$X'_{uu} = -1.094E-03;$$

$$Y'_v = -2.495E-02;$$

$$Y'_r = 0;$$

$$Y'_v = -4.893E-02;$$

$$Y'_r = 1.456E-02;$$

$$Y'_{vvr} = 1.651E-02;$$

$$Y'_{vrr} = -1.713E-02;$$

$$Y'_{vvv} = -6.450E-02;$$

$$Y'_{rrr} = 5.652E-04;$$

$$N'_r = -3.002E-05;$$

$$N'_v = 0;$$

$$N'_v = -3.596E-03;$$

$$N'_r = -6.647E-03;$$

$$N'_{vvr} = -4.013E-02;$$

$$N'_{vrr} = -5.187E-03;$$

$$N'_{vvv} = -1.336E-02;$$

$$N'_{rrr} = -1.231E-03;$$

VII-1.2 Coeficientes hidrodinâmicos do casco, $u < 0$.

$$X'_u = -3.061E-04;$$

$$X'_{vr} = 2.711E-02;$$

$$X'_{vv} = 1.277E-02;$$

$$X'_{uu} = 1.204E-03;$$

$$Y'_v = -2.495E-02;$$

$$Y'_r = 0;$$

$$Y'_v = -5.365E-02;$$

$$Y'_r = -1.434E-02;$$

$$Y'_{vvr} = -1.651E-02;$$

$$Y'_{vrr} = -1.713E-02;$$

$$Y'_{vvv} = -6.773E-02;$$

$$Y'_{rrr} = -5.138E-04;$$

$$N'_{\dot{r}} = -3.002E-05;$$

$$N'_{\dot{v}} = 0;$$

$$N'_{\dot{v}} = 2.554E-03;$$

$$N'_{\dot{r}} = -5.650E-03;$$

$$N'_{vvr} = -4.013E-02;$$

$$N'_{vrr} = 4.409E-03;$$

$$N'_{vvv} = 1.336E-02;$$

$$N'_{rrr} = -1.108E-03;$$

VII-1.3 Força Propulsiva

A embarcação D'Manoela dispõe dos seguintes atuadores:

- Dois propulsores de passo controlável com 1000 HP de potência cada;
- Dois “bow thrusters” com 250 HP de potência cada;

Na Figura 12, abaixo, pode-se verificar a posição dos atuadores.

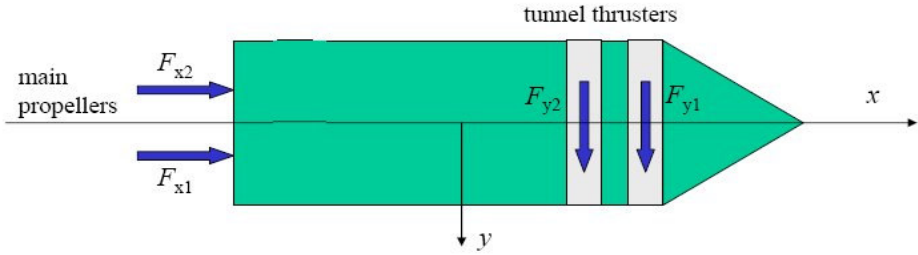


Figura 12 - Posição dos Atuadores

Os propulsores principais estão localizados a -14,45 m da linha da seção mestra e a -2m e 2m respectivamente da linha central longitudinal.

Os “bow thrusters” estão localizados a 13,30 m e 12,25 m da linha da seção mestra.

Deve-se observar que não se dispõe de azimutais. Os “bow thrusters” estão muito próximos, sendo difícil prover o navio de um grande momento em yaw.

VII.2 O Processo de Condução

No processo de condução foi empregada uma janela de Hamming para a cada instante de tempo determinar os incrementos das acelerações desejadas do navio e então por integração sucessiva obter os valores para velocidades e distância percorridas. Na figura 13, abaixo, tem-se um exemplo ilustrativo do processo de condução esperado para o navio.

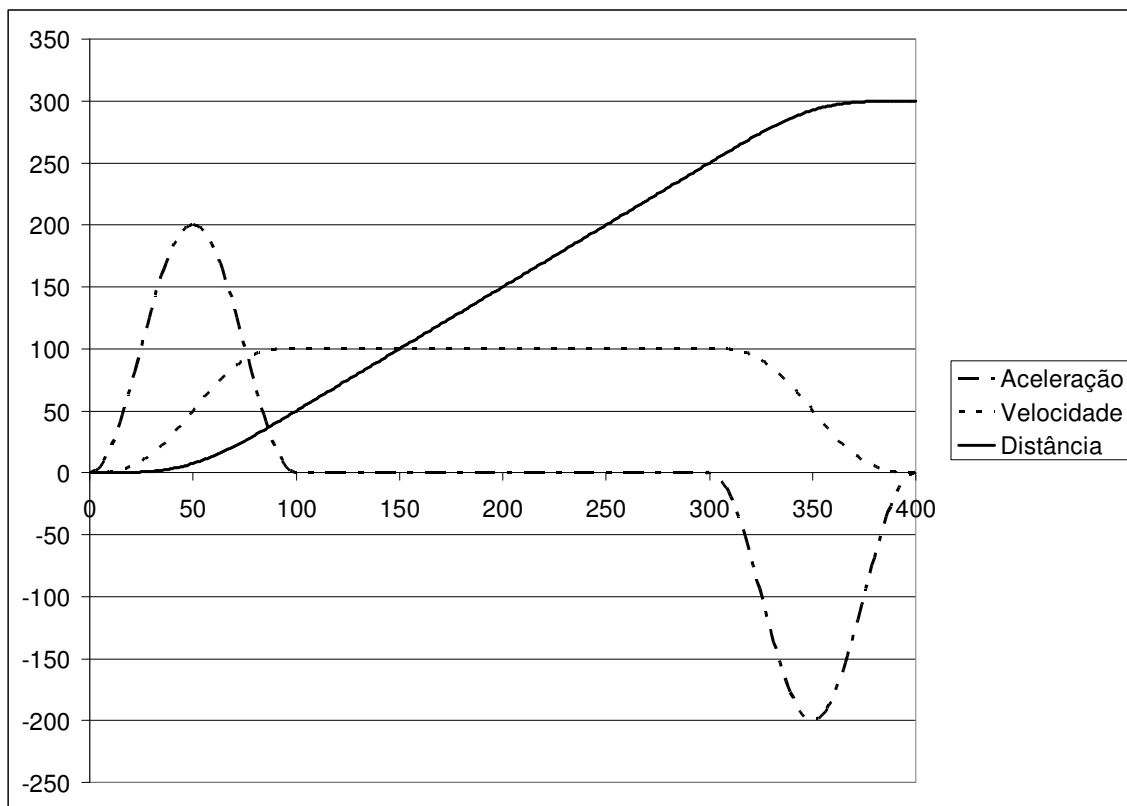


Figura 13 – Exemplo do Processo de Condução

Os valores limites para as acelerações e velocidades desejadas adotados no processo de condução são retirados da análise dos arquivos de histórico de manobras previamente realizadas com o navio tipo, levando em consideração a dinâmica de resposta da máquina e dos propulsores. Com isto, existe a garantia de que o navio poderá executar a manobra solicitada em modo automático.

O método numérico empregado neste trabalho foi feito com a rotina de Runge-Kutta de quarta ordem.

VII.3 Estudo nº 1 – Movimento do Navio Sem Inclusão de Ruídos

No primeiro estudo a embarcação está com rumo de 45 graus e parada. Deseja-se que a mesma se movimente 10 metros na direção Leste, mantendo o aproamento original. Não é feita a inclusão de um ruído branco na posição do navio.

A escolha desta condição inicial deve-se ao fato que esta manobra é muito difícil de ser realizada por um comandante, quando em controle manual.

Os ganhos escolhidos foram:

- Para o observador

$$K_1 = \begin{bmatrix} 1.0 & 0 & 0 \\ 0 & 1.0 & 0 \\ 0 & 0 & 1.0 \end{bmatrix}$$

- Para a lei de controle:

$$c_1 = c_2 = c_3 = c_4 = c_5 = c_6 = 0.1;$$

$$d_1 = d_2 = d_3 = d_4 = 1.0 * 10^{-6}$$

$$d_5 = d_6 = 1.0 * 10^{-7}$$

$$K_p = 1.0 * 10^{-3}$$

A figura 14, 15 e 16 ilustram os valores desejados para as acelerações, velocidades e distâncias, dados pelo processo de condução.

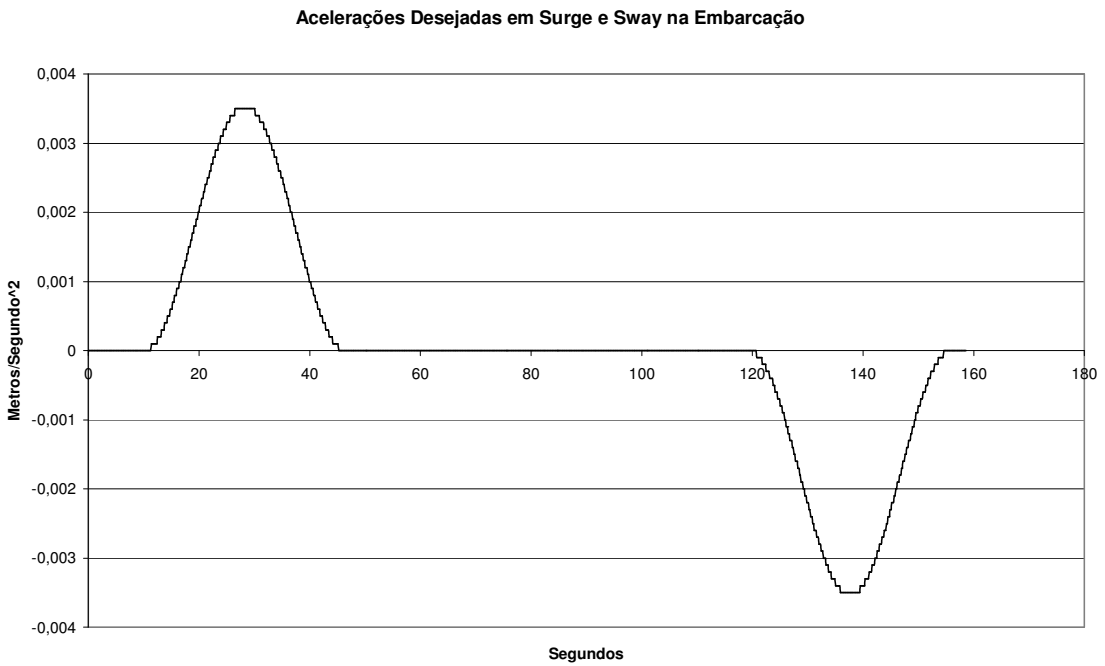


Figura 14 - Acelerações Desejadas da Embarcação

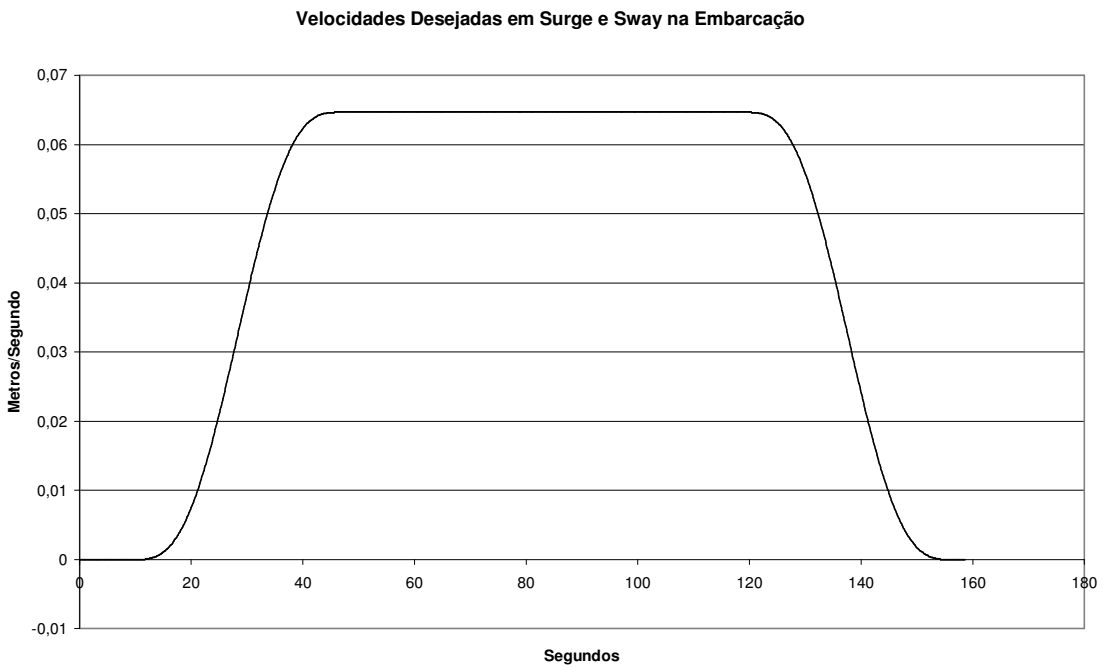


Figura 15 - Velocidades Desejadas da Embarcação

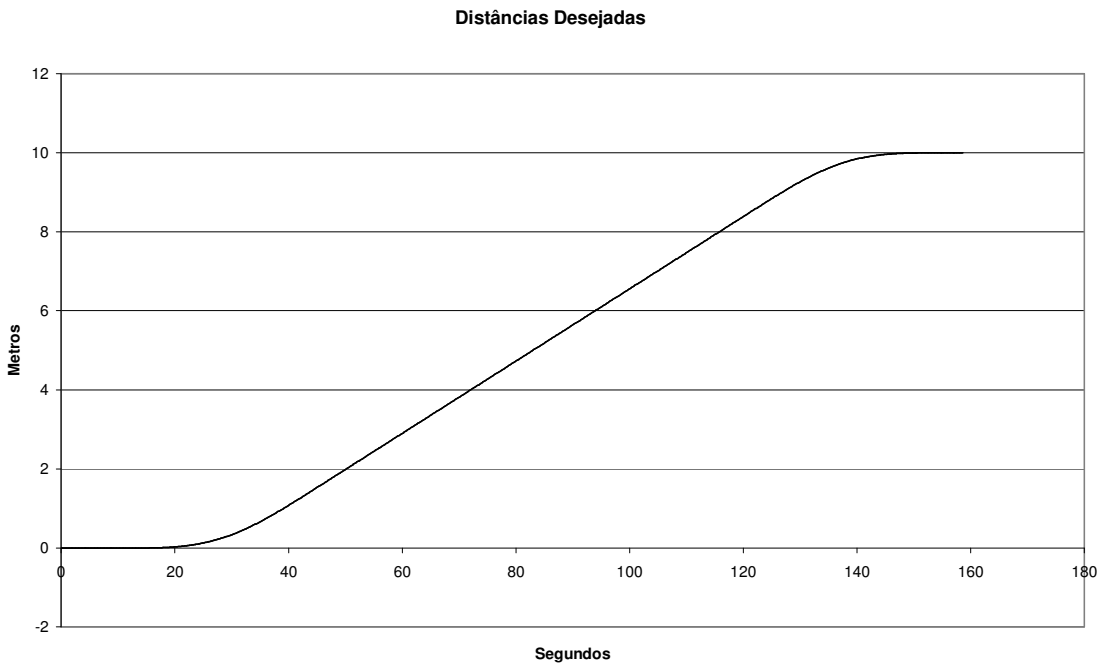


Figura 16 - Distâncias Desejadas da Embarcação

As figuras 17, 18 e 19 mostram os valores da força τ , dada pela lei de controle “backstepping” e definida pela equação (193).

Forças Comandadas em Surge e Sway na Embarcação

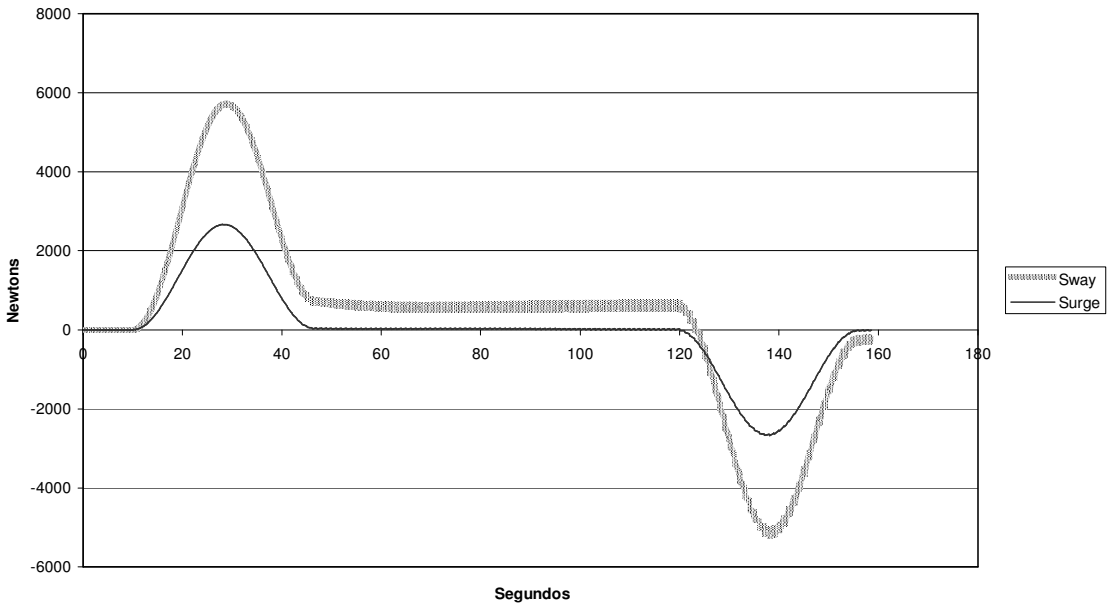


Figura 17 - Forças Definidas pela Lei de Controle

Momento de Yaw Comandado

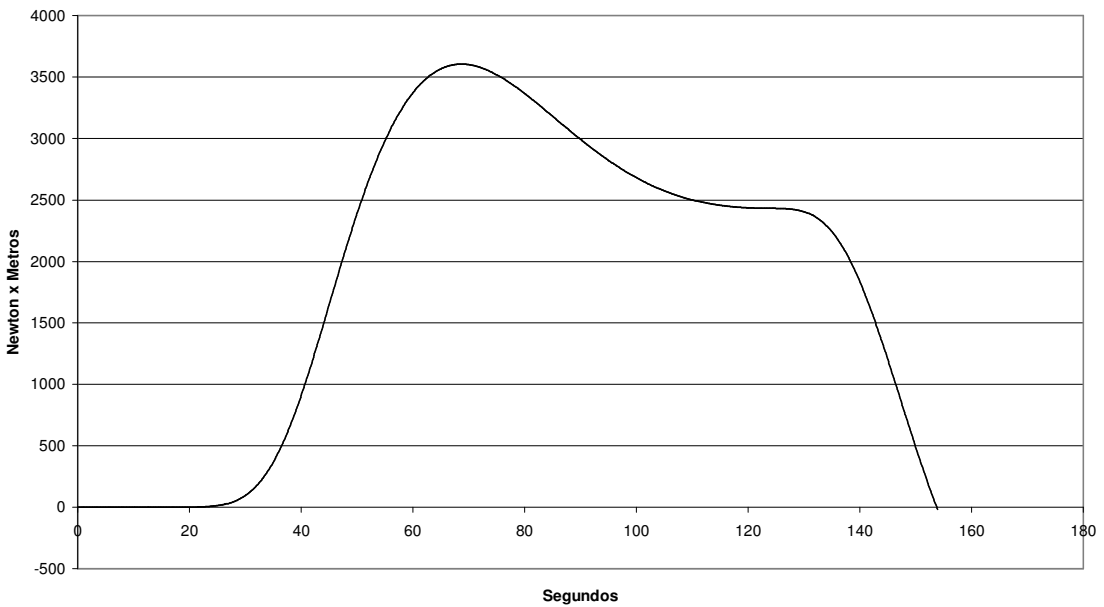


Figura 18 - Momento em Yaw Definido pela Lei de Controle

Estas forças e momento de controle não foram transmitidos para os atuadores no navio. Elas foram distribuídas e otimizadas, como definido no capítulo VI, resultando na distribuição apresentada nas figuras 20, 21 e 22. Neste caso não houve a necessidade do emprego do segundo “bowthruster”.

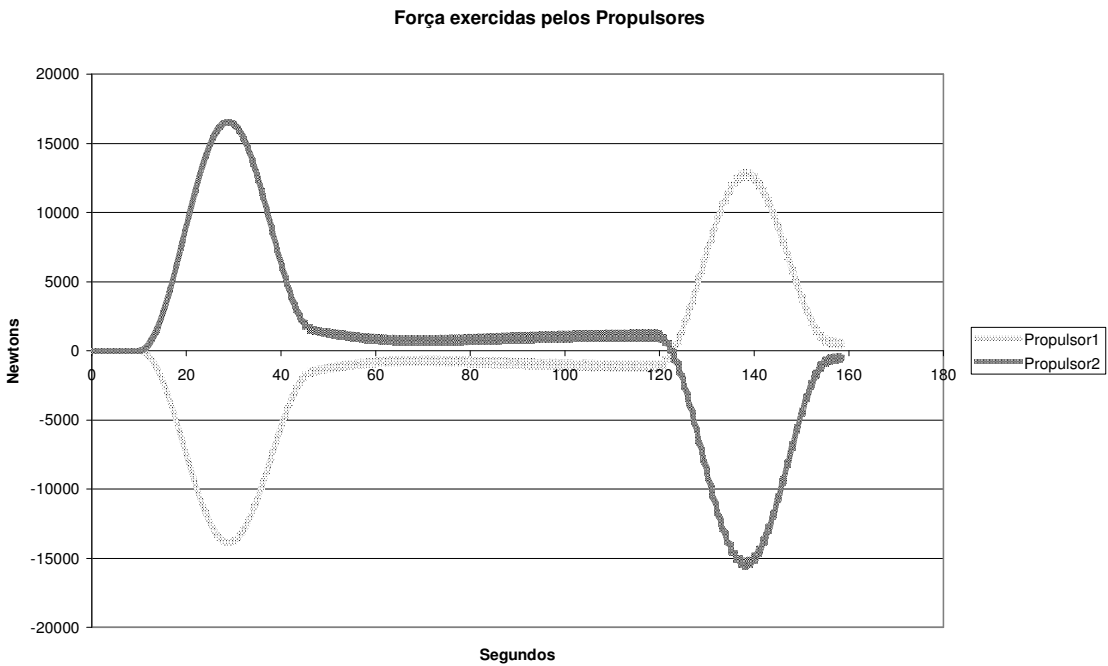


Figura 19 - Distribuição de Forças entre os Propulsores

Ação do "bow thruster" 1

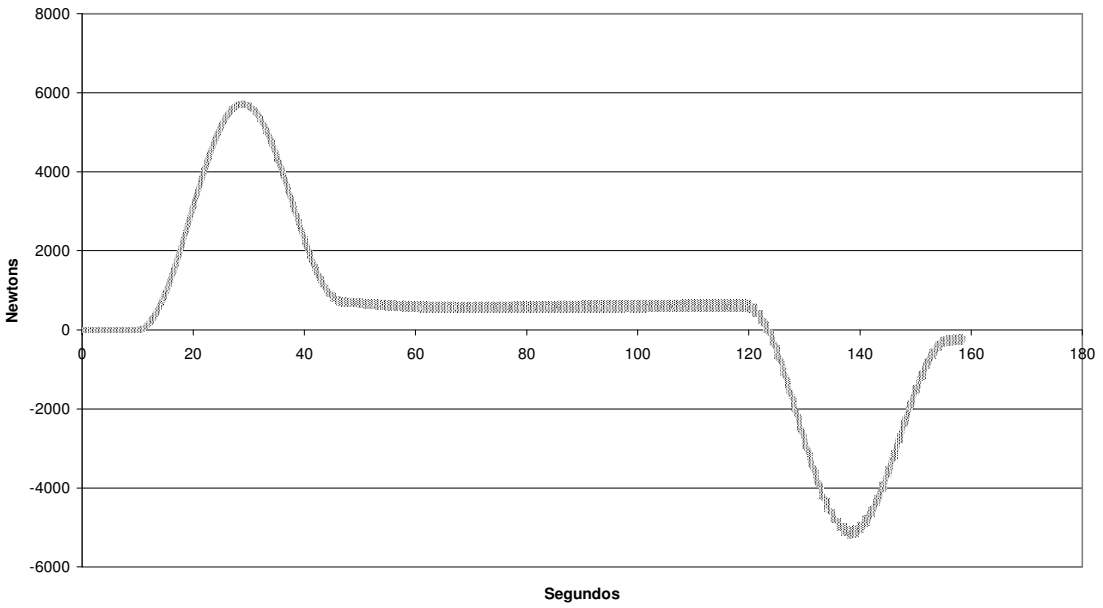


Figura 20 - Ação do "bowthruster" 1

Na figura 21, tem-se as plotagens das posições do navio e do observador

Posição do Observador x Posição do Navio

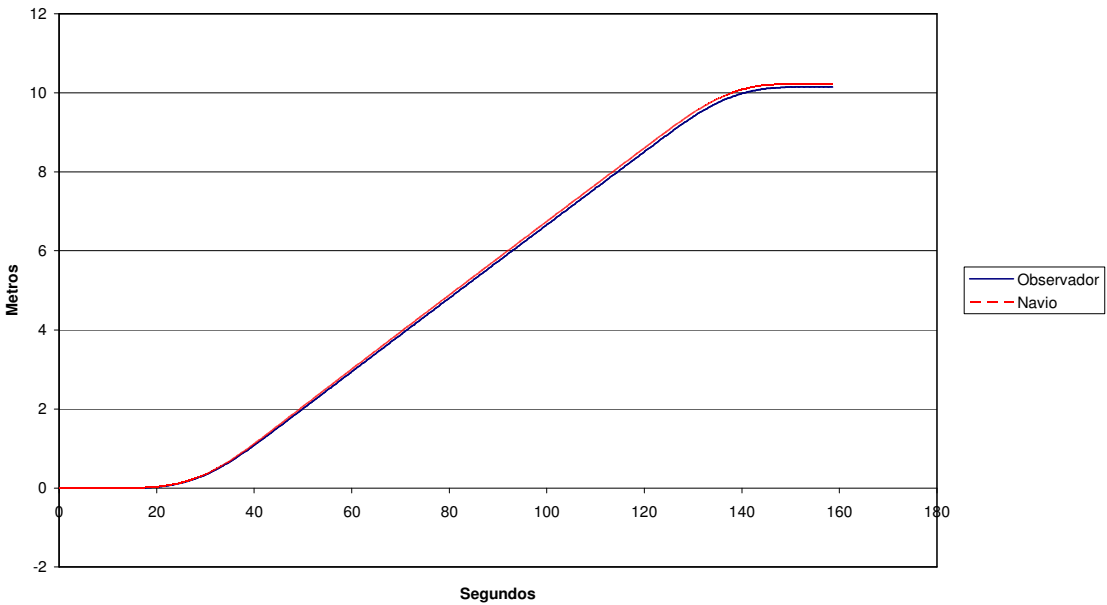


Figura 21 – Posição do Navio e Posição Estimada pelo Observador

VII.4 Estudo n° 2 – Movimento do Navio com Sinal DGPS

No estudo n° 2, são mantidas as mesmas condições iniciais do estudo anterior. Deseja-se, como no estudo anterior, que a embarcação se movimente 10 metros na direção Leste, mantendo o aproamento de 45 graus.

Tem-se o mesmo processo de condução do estudo n° 1.

Um ruído branco foi adicionado às posições do navio para representar um sinal DGPS. O ruído branco foi acrescentado à posição real do navio, no sistema referencial inercial. Este ruído representa a leitura de um sinal DGPS, que possui intensidades médias menores que 1 metro. A informação de posição foi feita a cada um segundo, que é caso comum da maioria dos equipamentos ainda hoje empregados. Como na rotina de integração, o passo de integração foi de 0.1 segundos, existiu uma falta de informação (“dead reckoning”) de posição medida.

Para este estudo os ganhos escolhidos foram:

- Para o observador

$$K_1 = \begin{bmatrix} 0.1 & 0 & 0 \\ 0 & 0.1 & 0 \\ 0 & 0 & 0.3 \end{bmatrix}$$

- Para a lei de controle

$$c_1 = c_2 = c_3 = c_4 = c_5 = c_6 = 0.1;$$

$$d_1 = d_2 = d_3 = d_4 = 1.0 * 10^{-6}$$

$$d_5 = d_6 = 1.0 * 10^{-7}$$

$$K_p = 1.0 * 10^{-3}$$

Os gráficos apresentados nas figuras de número 22, 23 representam as perturbações adicionadas nos valores de posição do navio.

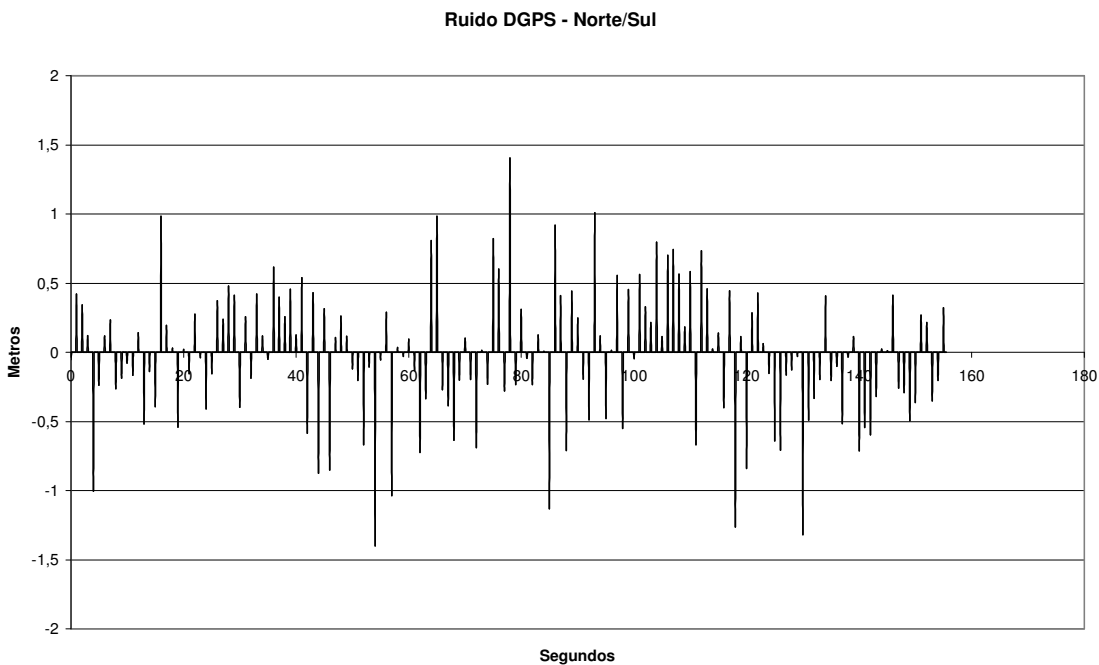


Figura 22 – Ruído DGPS adicionado às posições Norte/Sul

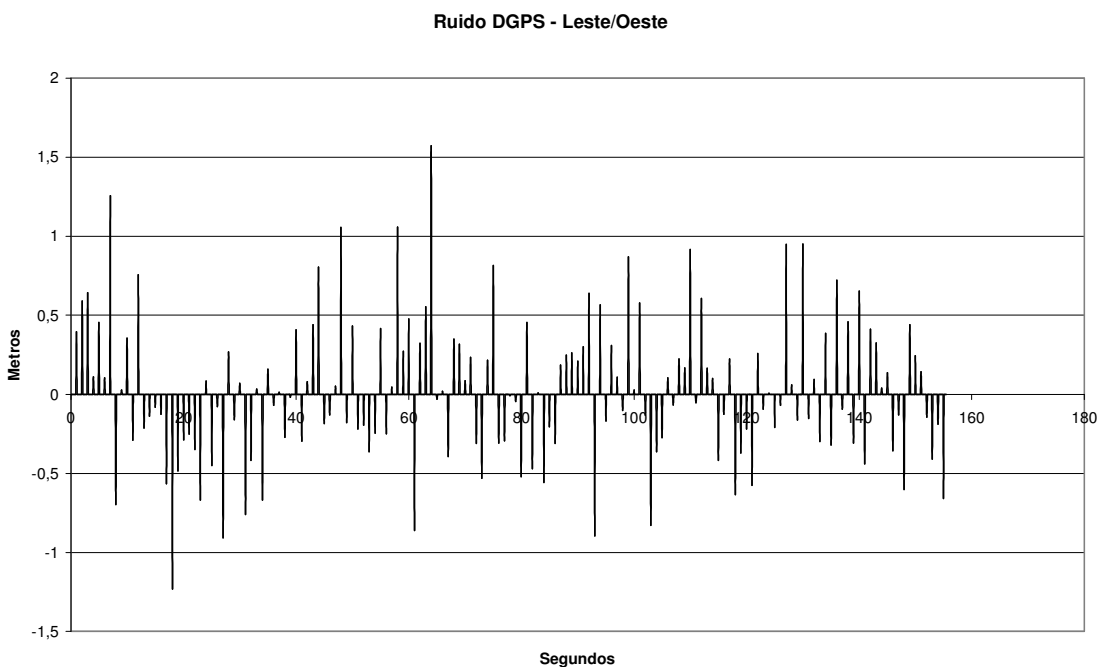


Figura 23 – Ruído DGPS adicionado às posições Leste/Oeste

No gráfico 24, pode-se verificar o filtro feito pelo observador para os erros de medidas de posições na direção Norte-Sul, onde a posição desejada foi o valor zero.

No gráfico 25 verifica-se o filtro dos ruídos feito pelo observador na direção Leste-Oeste, onde a posição final desejada era de 10 metros para Leste.

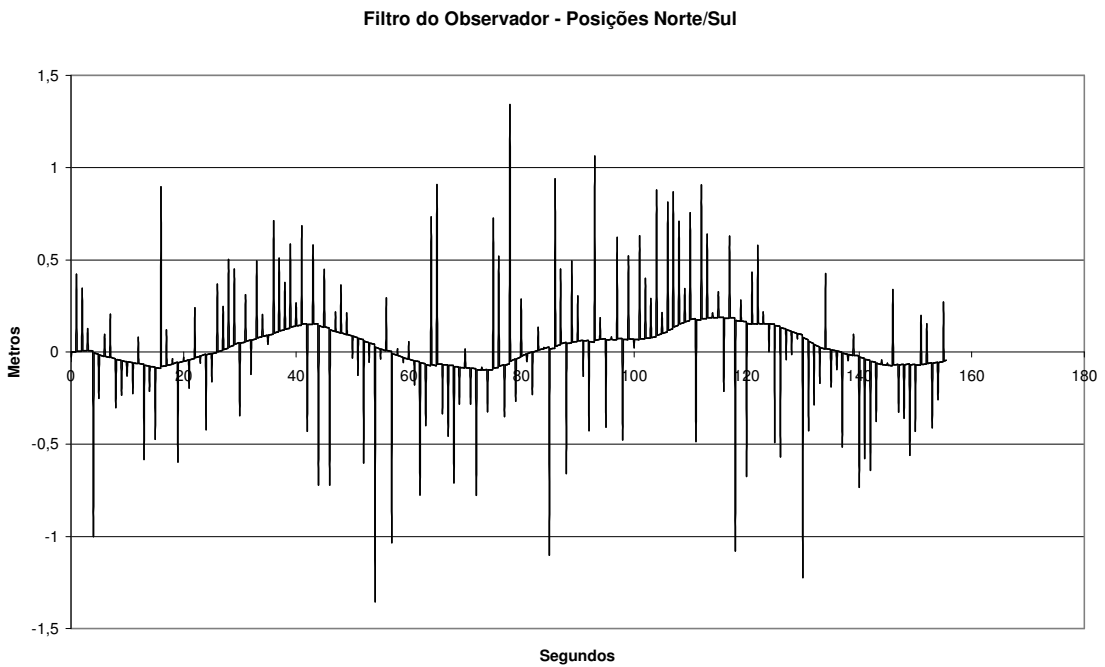


Figura 23 – Medidas de posição Norte - Sul filtradas pelo observador

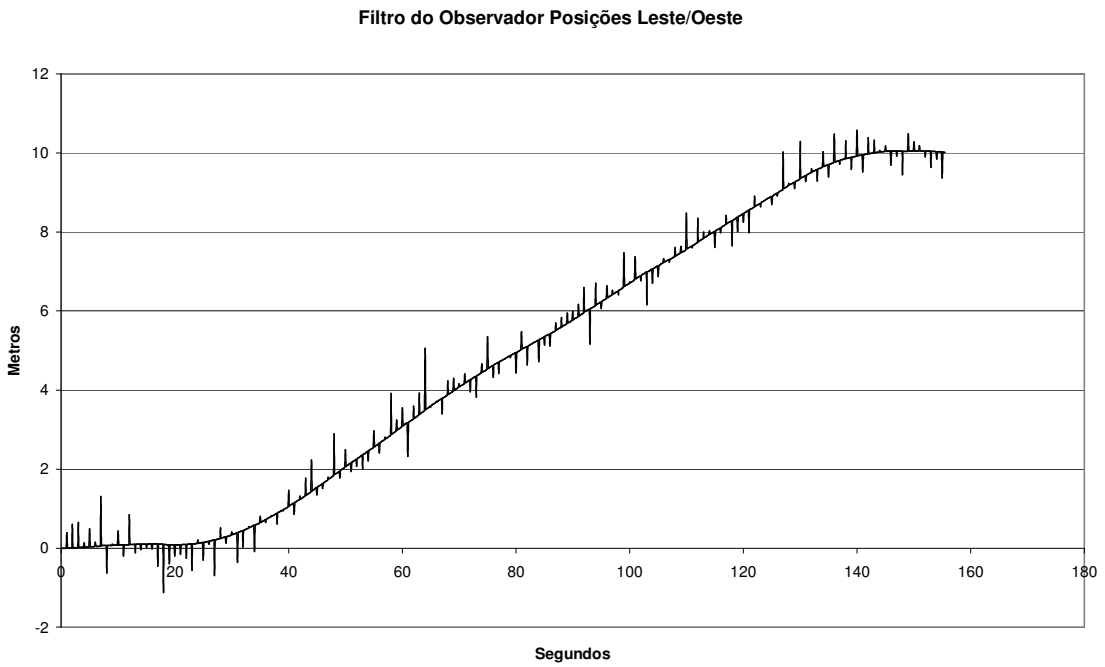


Figura 24 – Medidas de posição Leste - Oeste filtradas pelo observador

Nas figuras 25, 26 e 27, são apresentadas as estimativas das velocidades em surge, sway e yaw dadas pelo observador.

Estima das Velocidades em Surge

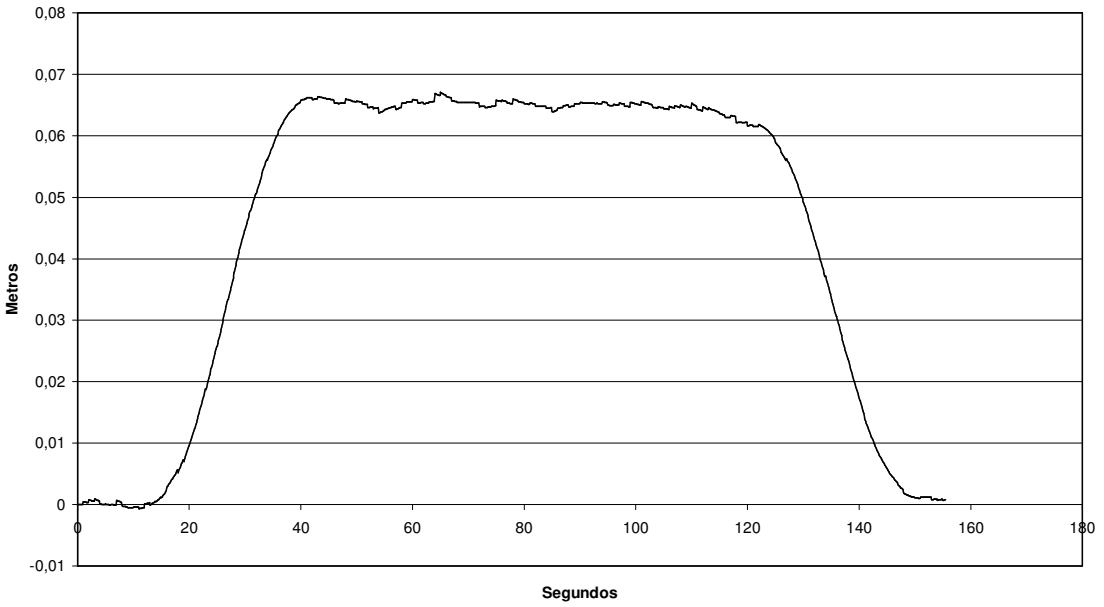


Figura 25 – Valores de velocidade em surge estimados pelo Observador

Estima das Velocidades em Sway

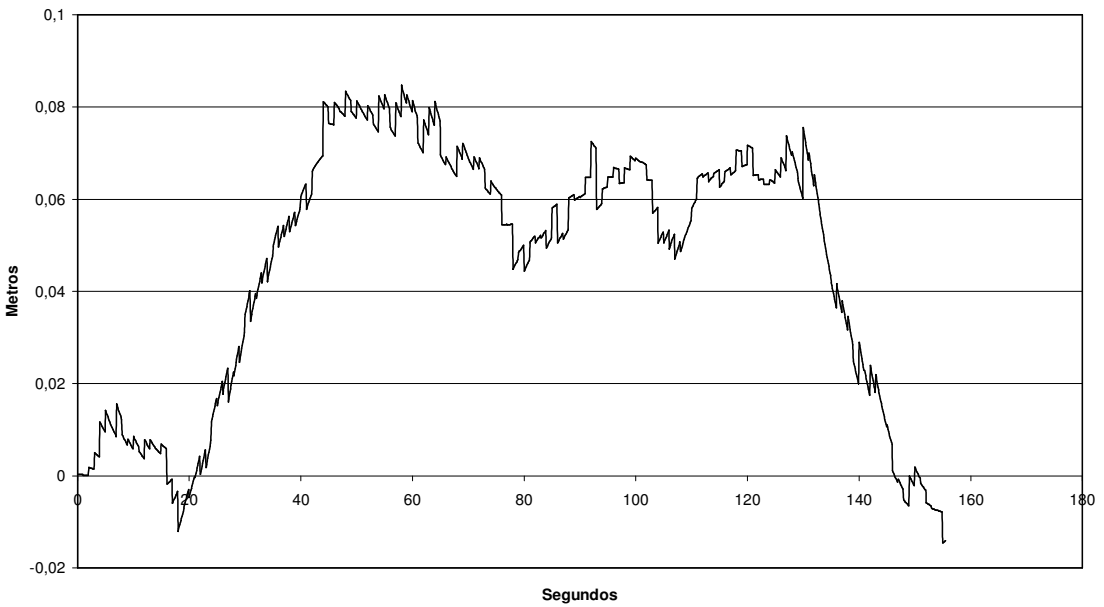


Figura 26 – Valores de velocidade em sway estimados pelo Observador

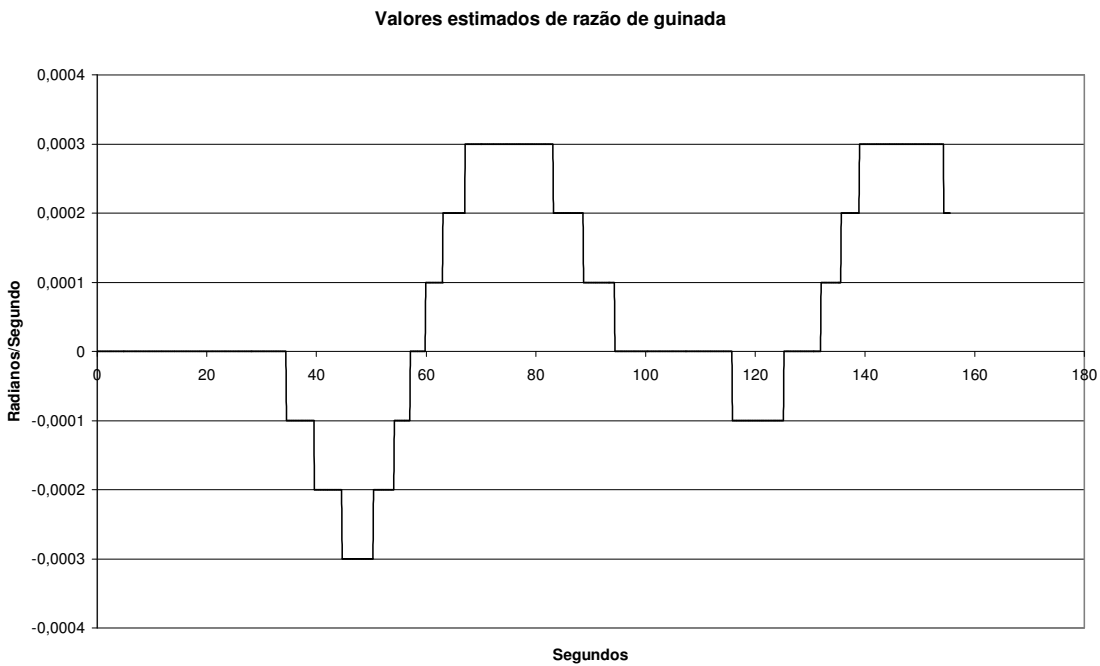


Figura 27 – Valores de razão de guinada estimados pelo Observador

Nas figuras 28, 29 e 30 pode-se verificar as forças e momentos definidos pela lei de controle “backstepping” em surge, sway e yaw.

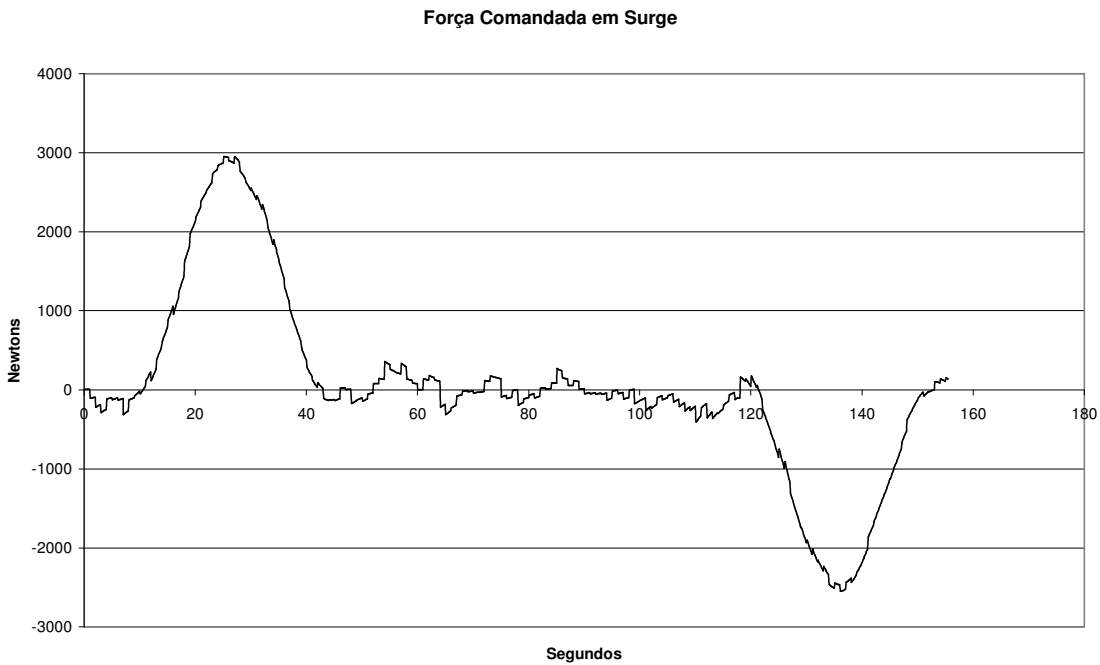


Figura 28 - Força definida em Surge pela Lei de Controle

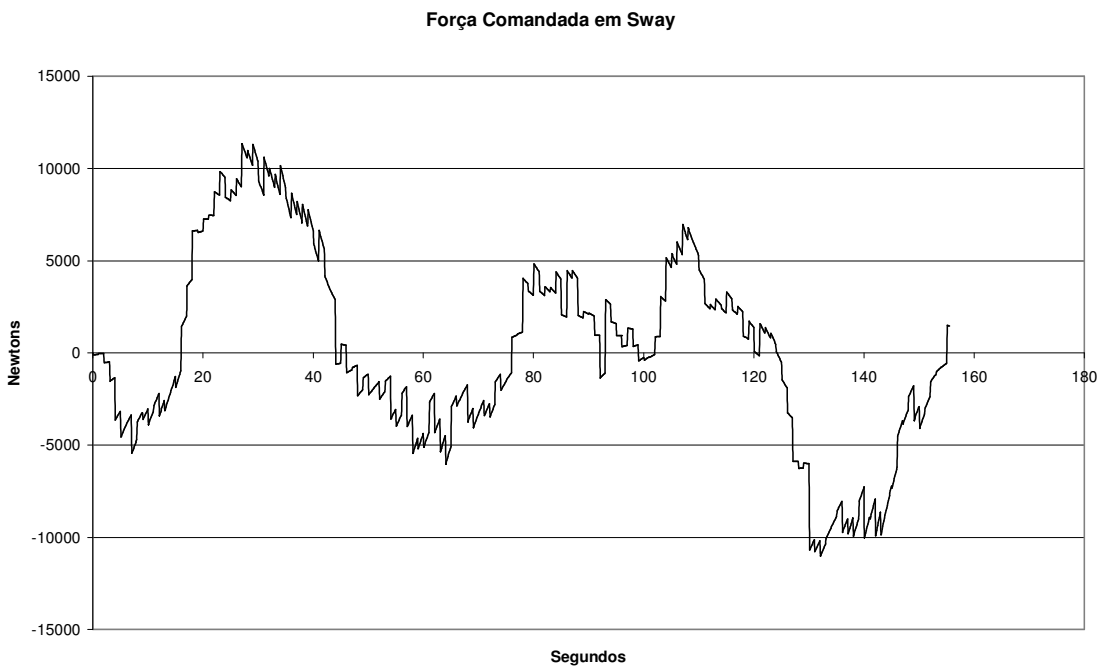


Figura 29 - Força definida em Sway pela Lei de Controle

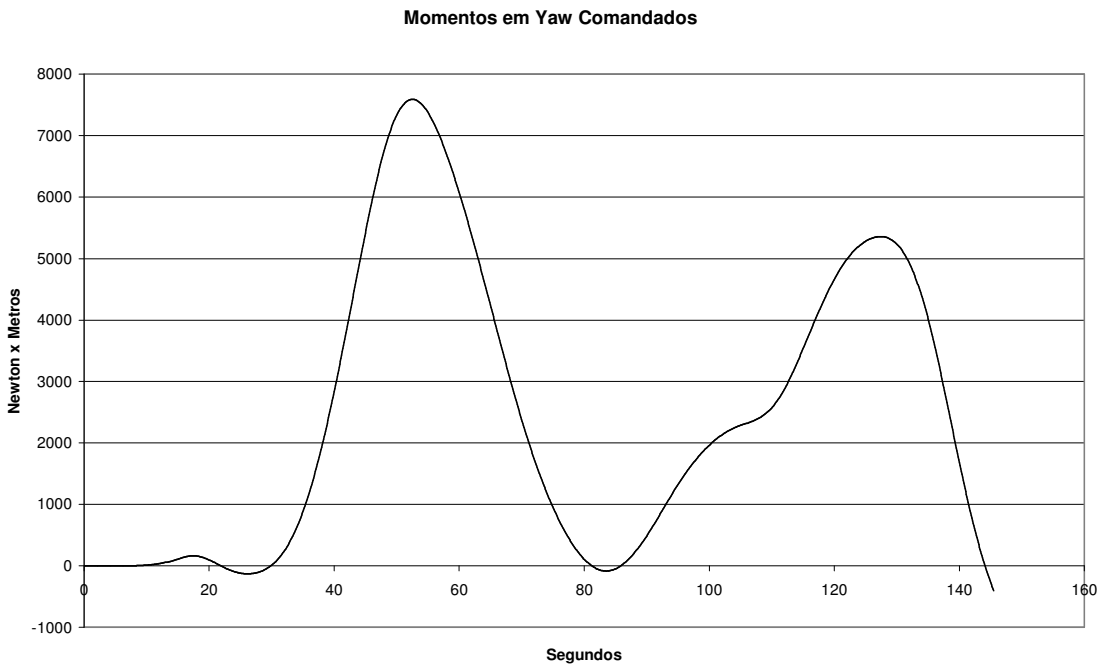


Figura 30 – Momento definido em yaw pela Lei de Controle

Nos gráficos 31, 32 e 33, abaixo, são apresentados os resultados distribuição das forças e momentos resultantes entre os dispositivos de controle.

Força Exercida pelo Propulsor 1

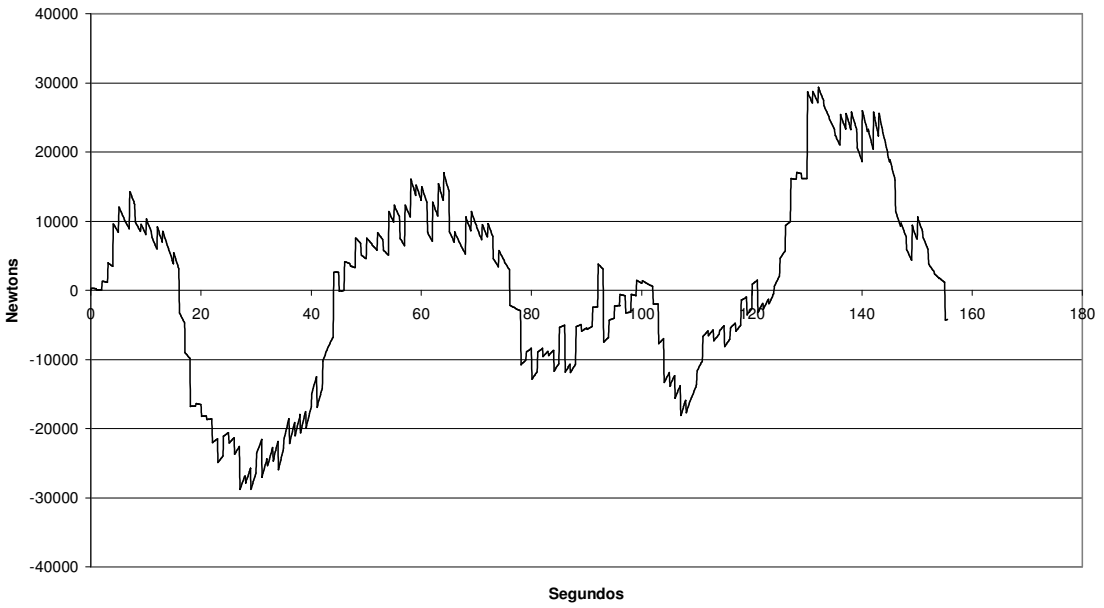


Figura 31 – Força aplicada pelo propulsor 1

Força Exercida pelo Propulsor 2

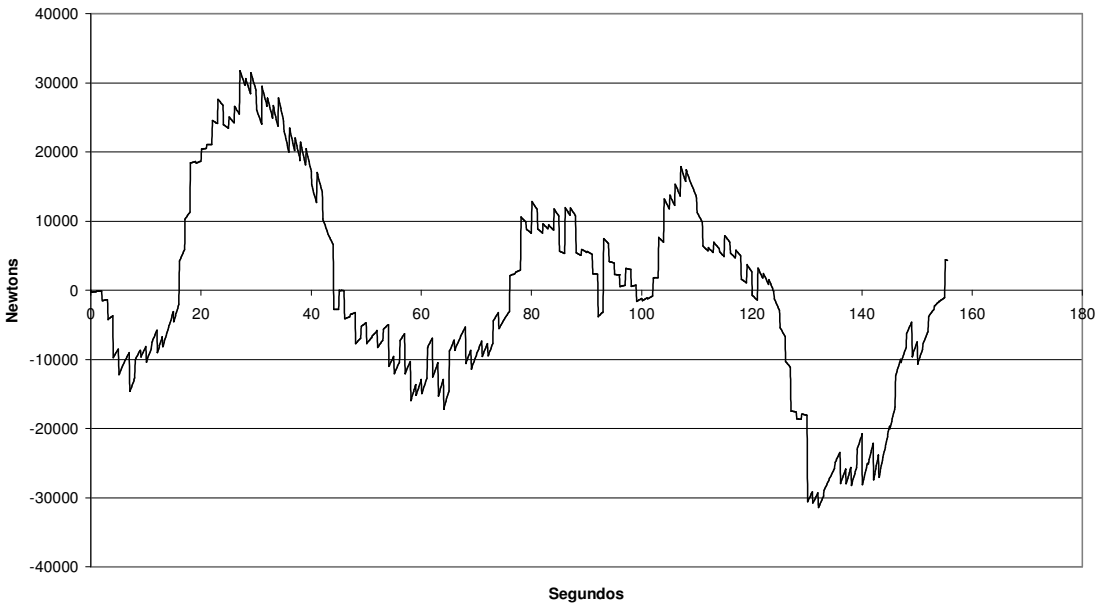


Figura 32 – Força aplicada pelo propulsor 2

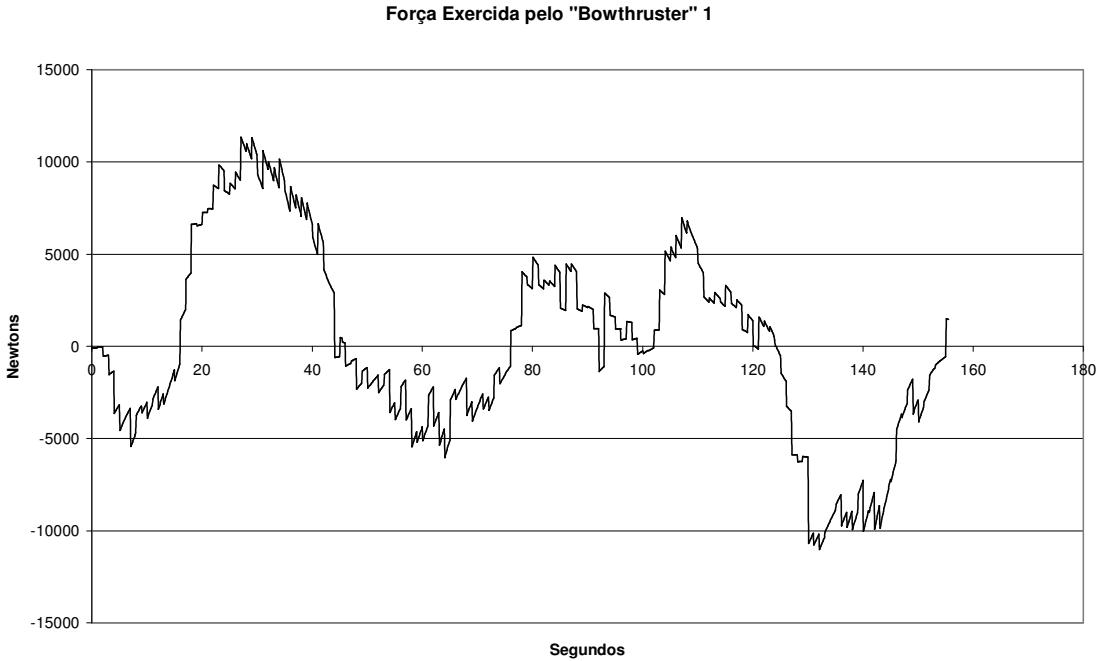


Figura 33 – Ação do “Bowthruster” 1

Neste exemplo não houve a necessidade de atuação do “bowthruster” n^o 2.

Pode-se observar que o navio apresentou um comportamento estável e que a maior dificuldade foi a de manutenção de aproamento em todo o percurso. O navio teve forte tendência de guinar para bombordo razão pelo quais os momentos comandados para o seu controle são na sua maioria positivos. Isto também é a causa das oscilações nas forças laterais comandadas.

Apesar das perturbações apresentadas no sinal de recebimento de posição, os estados calculados pelo Observador foram confiáveis e isto permitiu com que até os valores para o ângulo de yaw (aproamento) do navio fossem definidos a partir da sua estimativa. Neste ensaio não existiu a necessidade de comparação com os resultados provindos de um módulo que representasse uma agulha giroscópica.

Tanto no estudo 1 quanto no estudo 2 os valores exigidos das forças dos propulsores foram compatíveis com a força dos atuadores.

VII.5 – Estudo 3 – Manutenção de Posição

No terceiro estudo, é feita a análise do navio em condição de manutenção de posicionamento, ou na condição de posição estacionária. Para este caso todos os estados desejados têm valor zero. A operação mais solicitada, na condição de navio parado, é o de controle automático de aproamento, no qual o navio mantém um aproamento fixo determinado pelo operador. Nestes casos a ferramenta mais empregada, para auxiliar na escolha do aproamento é o diagrama de capacidades, que é uma ferramenta gráfica, apresentada na forma polar. Fazendo uso desta ferramenta o operador pode verificar a percentagem total de empuxo requerida para manter qualquer aproamento em função de forças externas, normalmente vindos de corrente e ventos. No simulador desenvolvido neste trabalho este recurso de análise também está disponível, através de uma janela gráfica que apresenta as forças dos propulsores e seus limites. Este gráfico não é polar, mas através de vetores associados à posição de cada propulsor pode-se acompanhar o valor da força empregada para compensar os efeitos ambientais. Caso o limite dessas forças tenha sido atingido o mesmo muda de cor.

Nos gráficos abaixo são apresentados os desempenhos obtidos, em pequeno trecho escolhido da operação, e onde os valores dos sinais de erro de posição DGPS tiveram grande variação de amplitude, permitindo assim uma avaliação dos ganhos empregados para esta operação.

Nos gráficos 34 e 35 pode-se observar o filtro que foi realizado pelo Observador

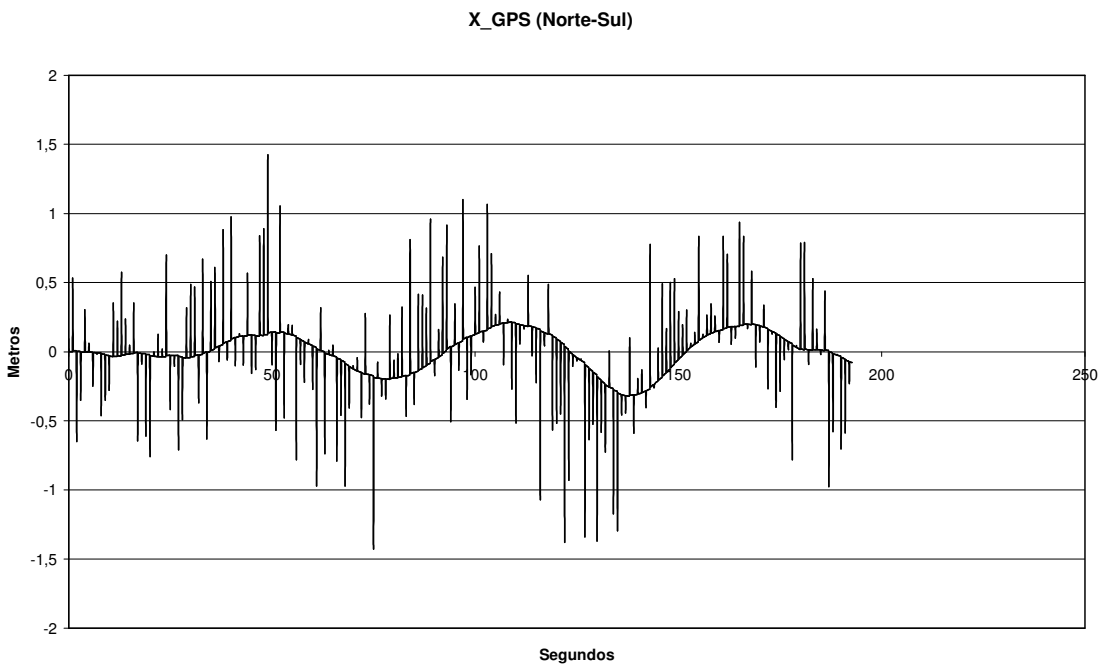


Figura 34 – Filtro feito pelo observador nas medidas de posição Norte-Sul

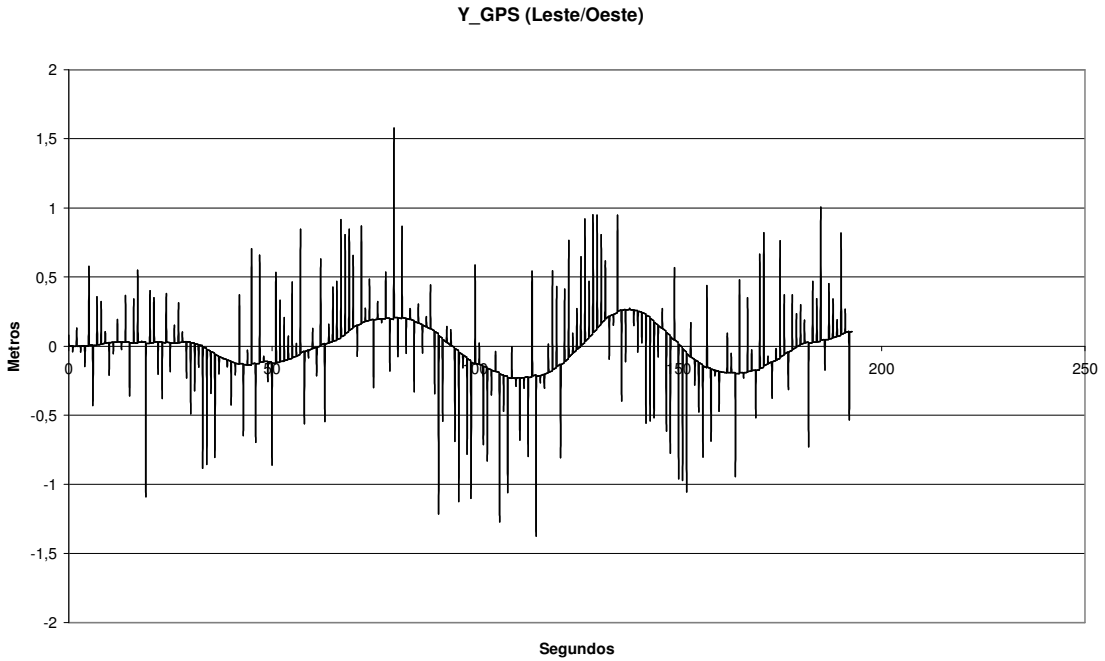


Figura 35 – Filtro feito pelo observador nas medidas de posição Leste-Oeste

Na figura 36, abaixo, pode-se verificar a estimativa de rumo ou aproamento do navio dada pelo observador.

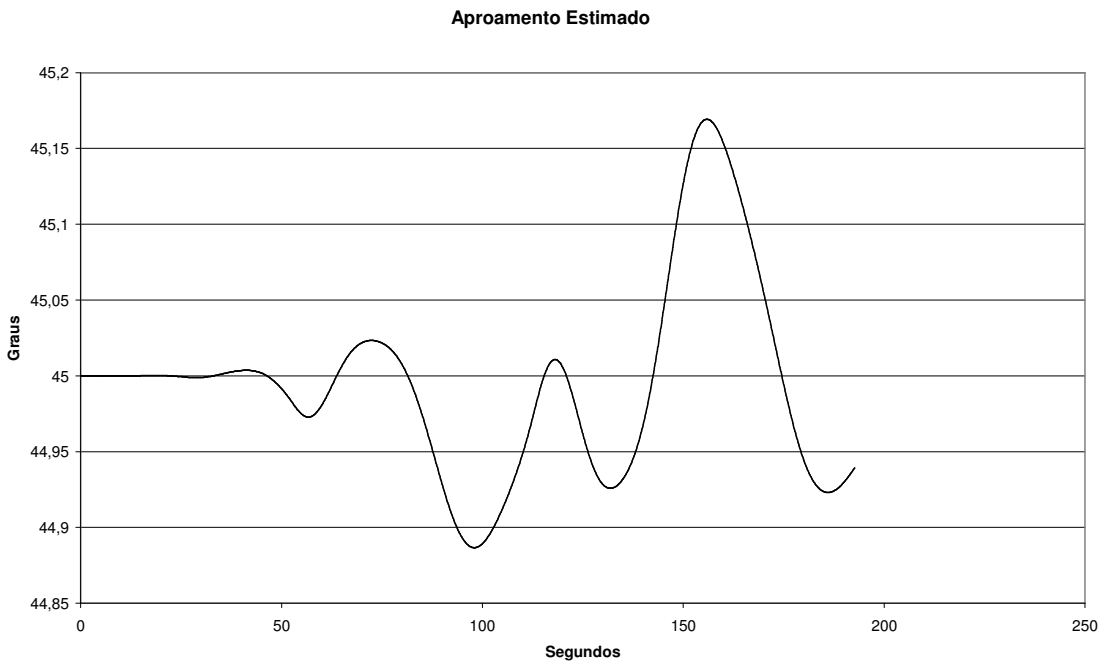


Figura 36 – Estimativa feita pelo observador para o aproamento do navio

Os mesmos ganhos de controle do estudo 2 foram mantidos para este estudo.

Nas figuras 37, 38 e 39, têm-se os valores de forças e momentos definidos pela lei de controle.

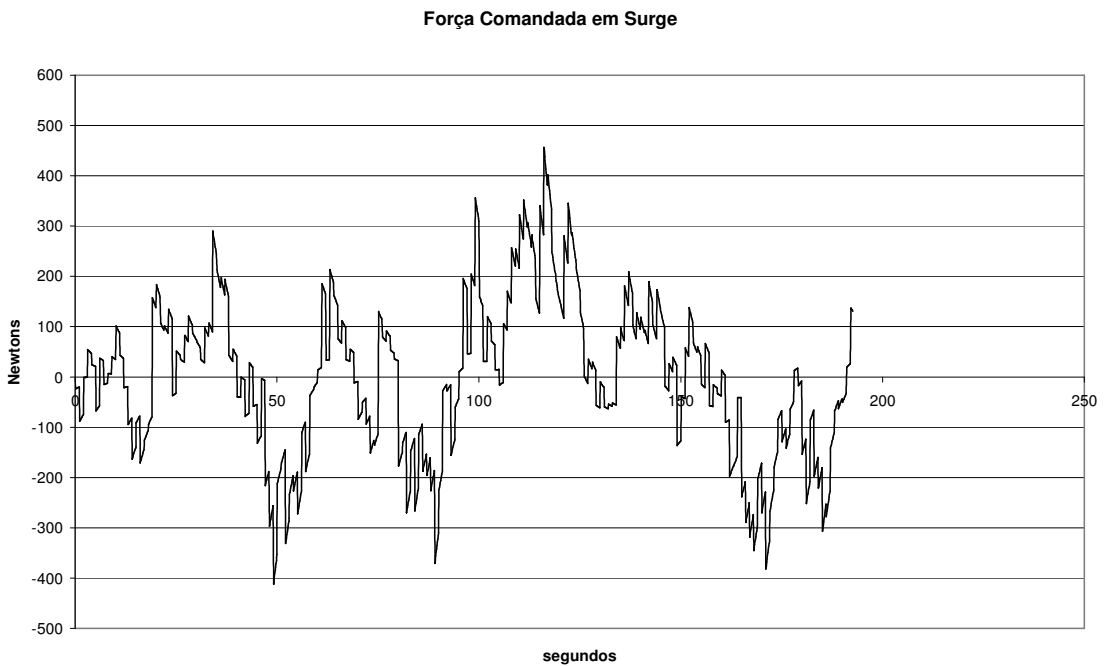


Figura 37 - Forças Definidas em Surge pela Lei de Controle

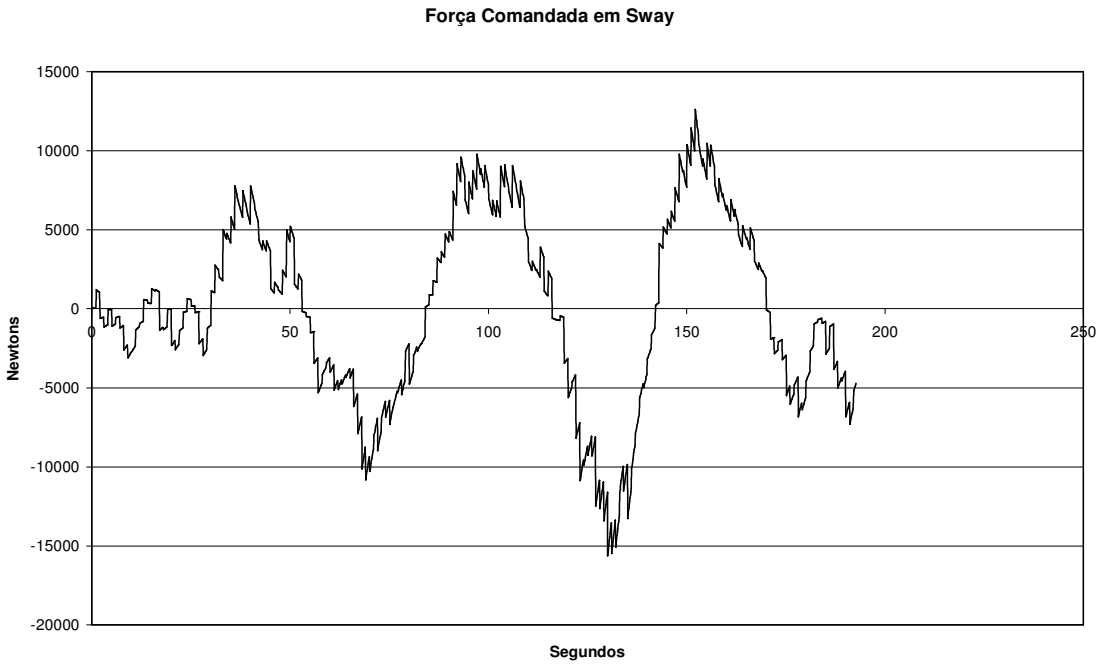


Figura 38 - Forças Definidas em Sway pela Lei de Controle

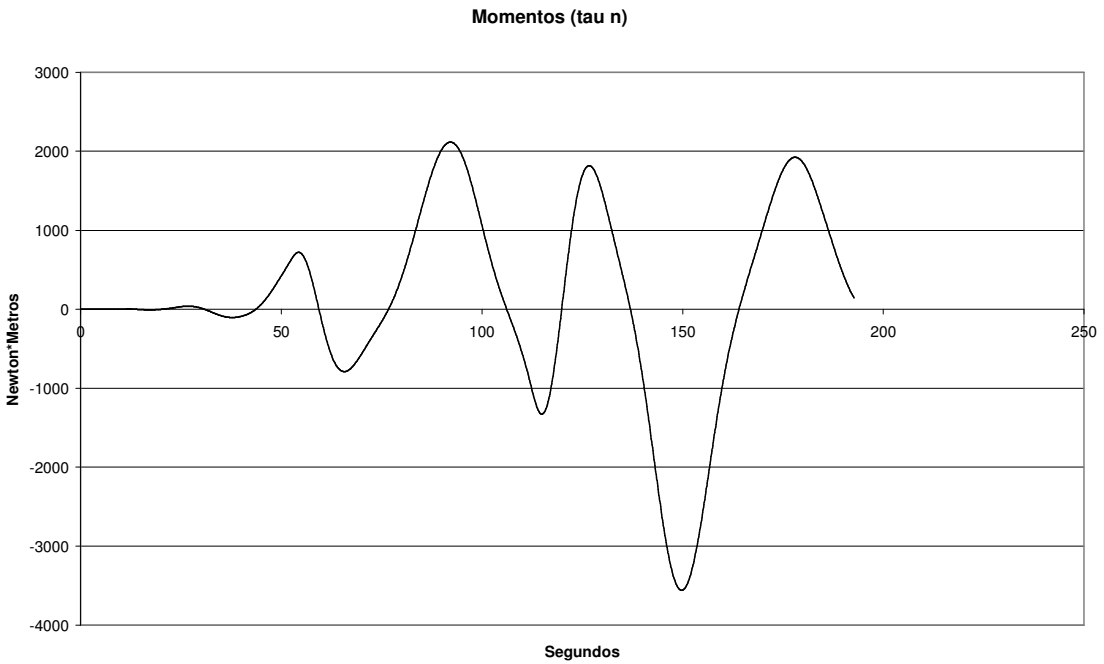


Figura 39 – Momento em Yaw Definido pela Lei de Controle

Pode-se verificar que a manutenção dos mesmos ganhos empregados para quando o navio está em movimento pode implicar em consumo de desnecessário de energia. O custo é muito alto para se manter o navio exatamente na posição, o ideal é permitir que o mesmo tenha uma área de passeio.

A solução vem da redução dos ganhos de controle associados principalmente ao termo K_p . Como exemplo pode-se verificar, nas figuras 40 e 41, a redução de esforços obtidos ao se colocar $K_p = 1 * 10^{-5}$

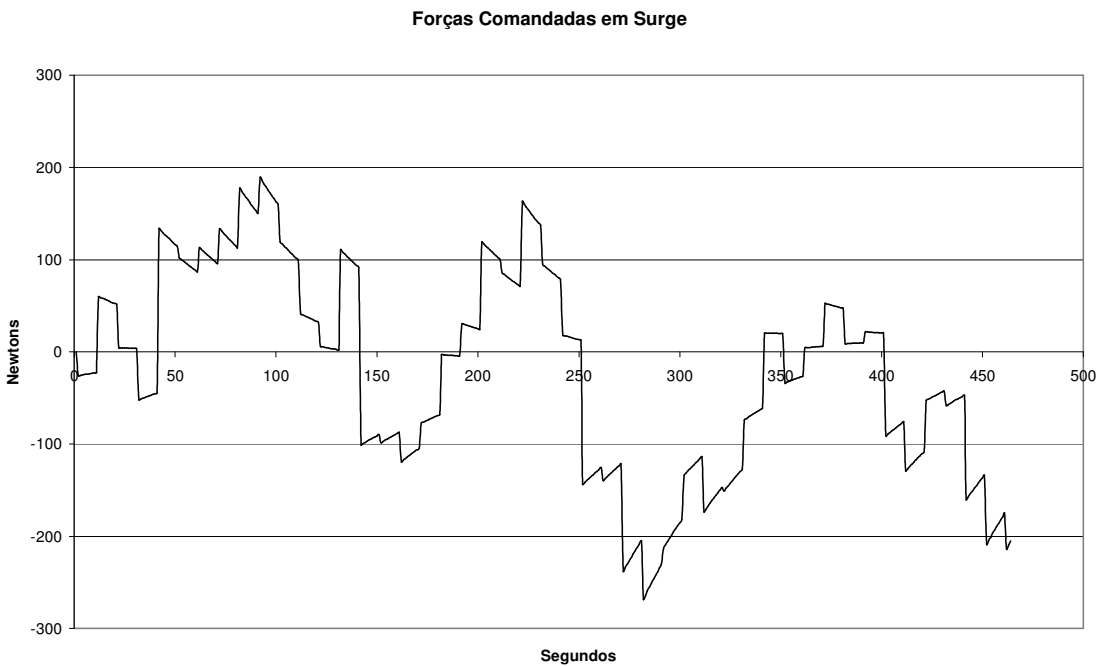


Figura 40 – Força Comandada em Surge com $K_p = 1 * 10^{-5}$

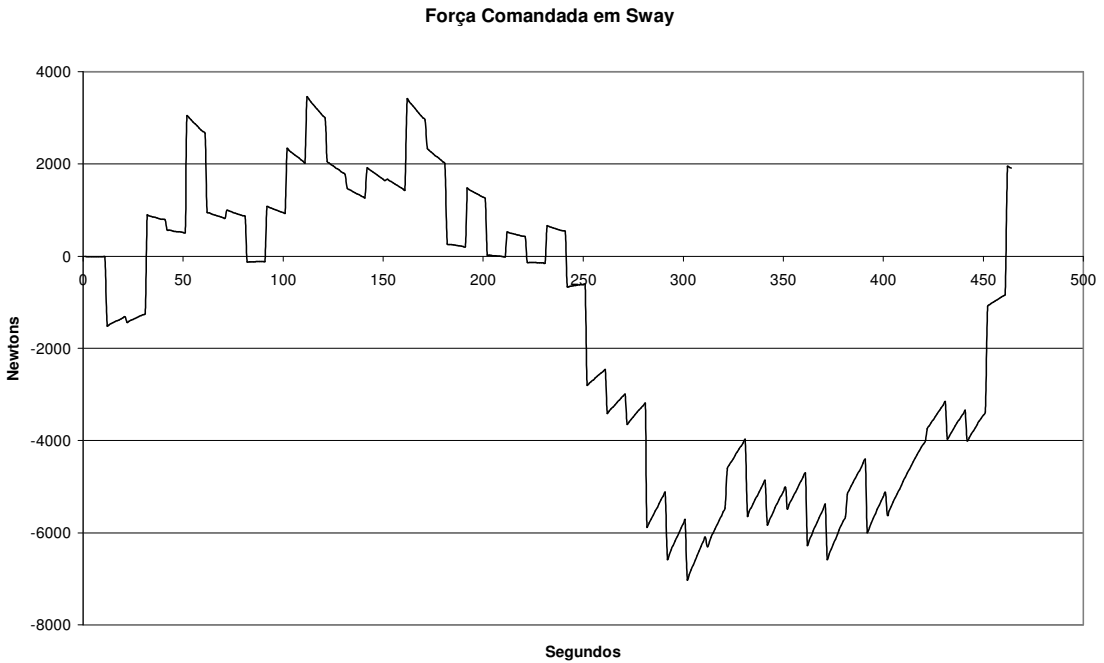


Figura 41 – Força Comandada em Sway com $K_p = 1 * 10^{-5}$

VII.6 – Estudo 4 – Grandes Variações de Aproamento

Neste estudo deseja-se que o navio mantenha a sua posição e varie o aproamento em - 45 graus, ou seja, vá para o rumo Norte.

A manobra de mudança de aproamento é uma das mais críticas em operações DP, principalmente quando existe a necessidade de alteração de grandes ângulos de aproamento e com razões de guinada altas.

Os valores de ganhos para o observador e para a lei de controle, bem como as condições de posição e aproamento, são os mesmos do estudo 2. Os valores de ruído DGPS também foram mantidos.

Na figura 42, abaixo, tem-se os valores de aproamento estimados pelo observador.

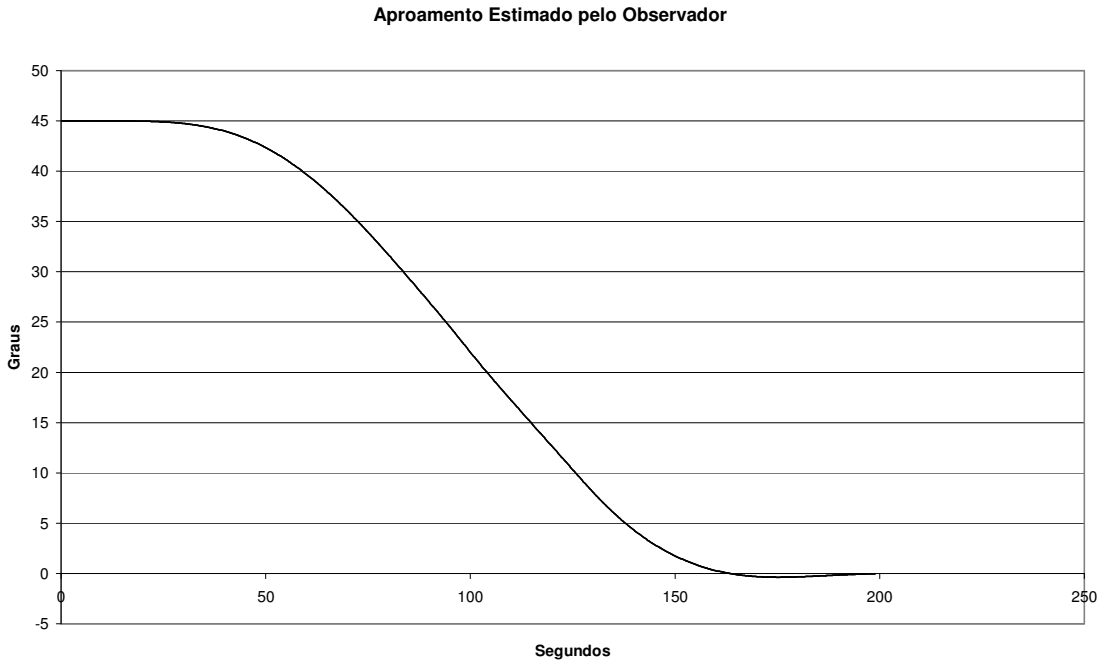


Figura 42 – Valores Estimados pelo Observador para o Aproamento da Embarcação

Nos gráficos 43, 44 e 45, têm-se os valores de forças e momentos definidos pela lei de controle e comandados durante a operação de alteração de rumo da embarcação

Força Comandada em Surge

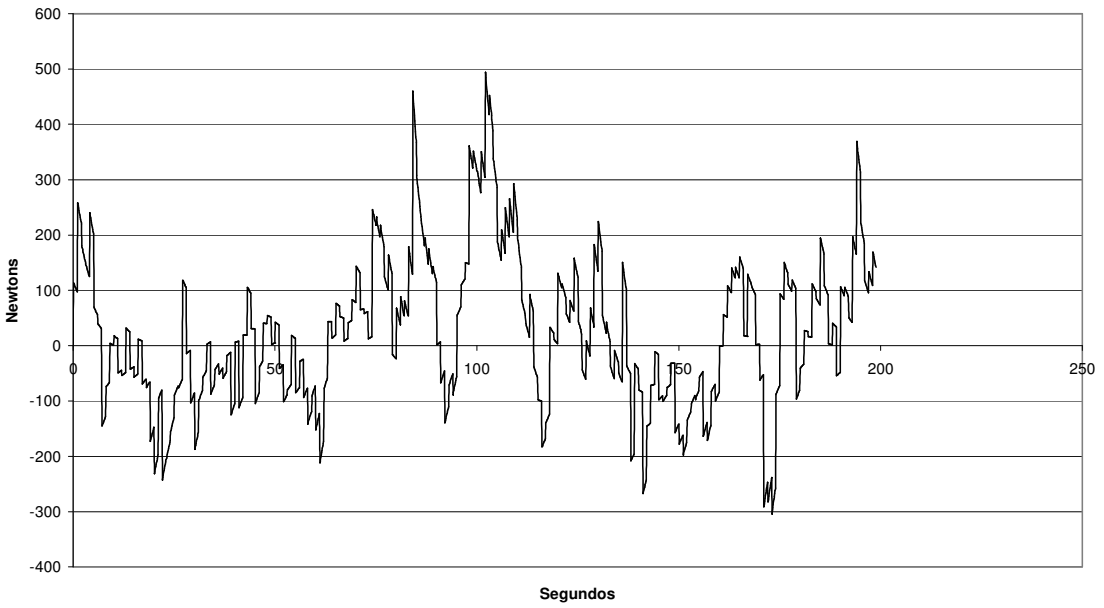


Figura 43 - Forças Definidas em Surge pela Lei de Controle

Força Comandada em Sway

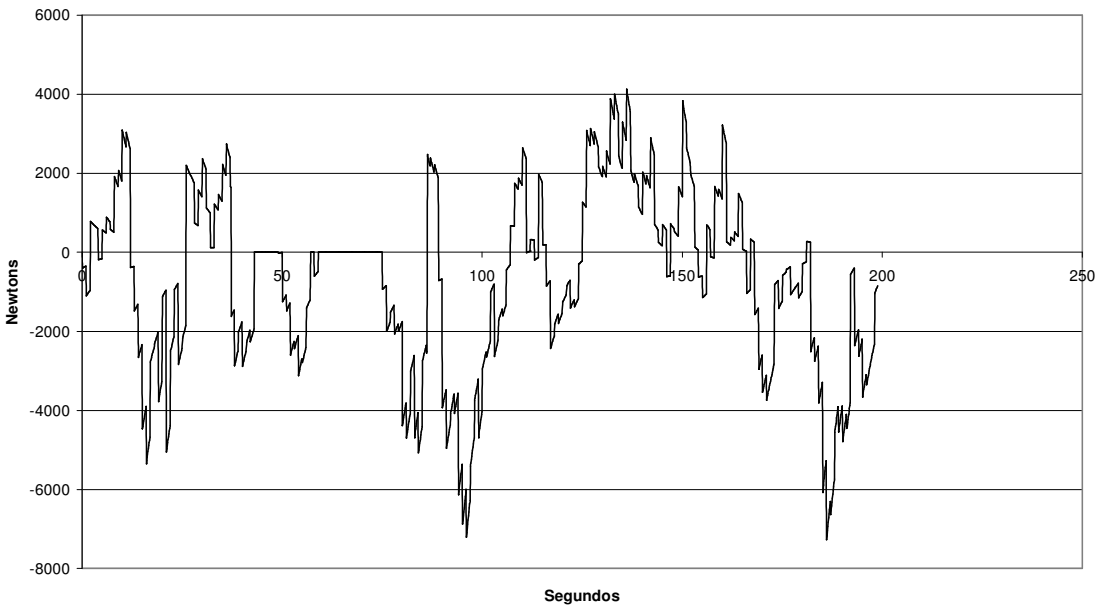


Figura 44 - Forças Definidas em Sway pela Lei de Controle

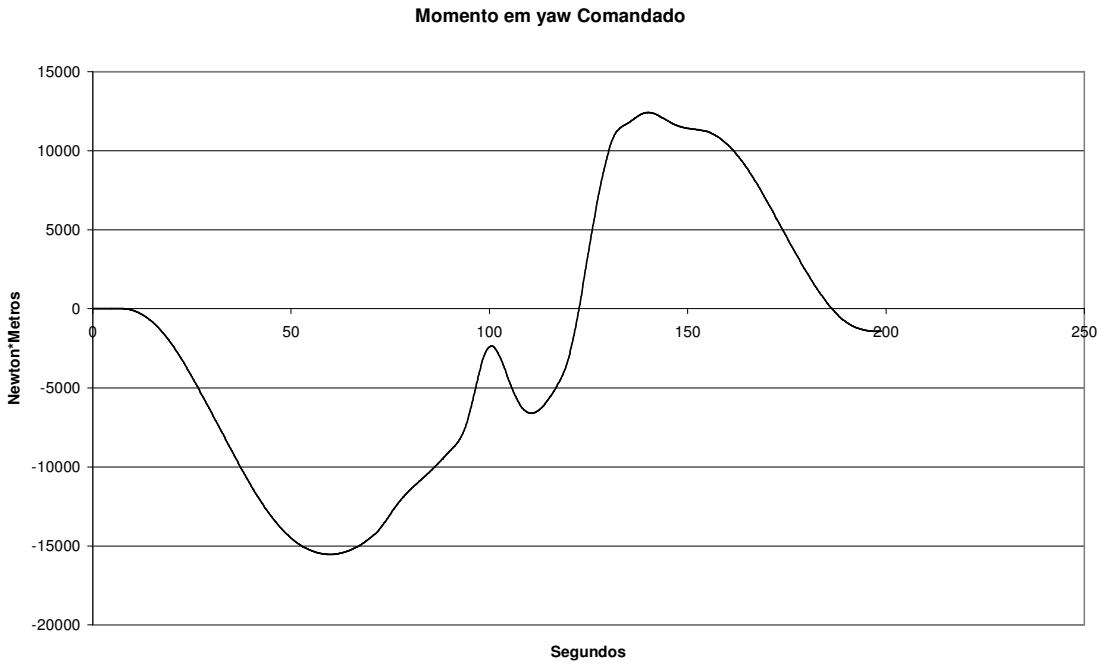


Figura 45 – Momento em Yaw Definido pela Lei de Controle

As figuras 46, 47, 48 e 49, apresentam a distribuição das forças comandadas entre os atuadores do navio

Força Exercida pelo Propulsor 1

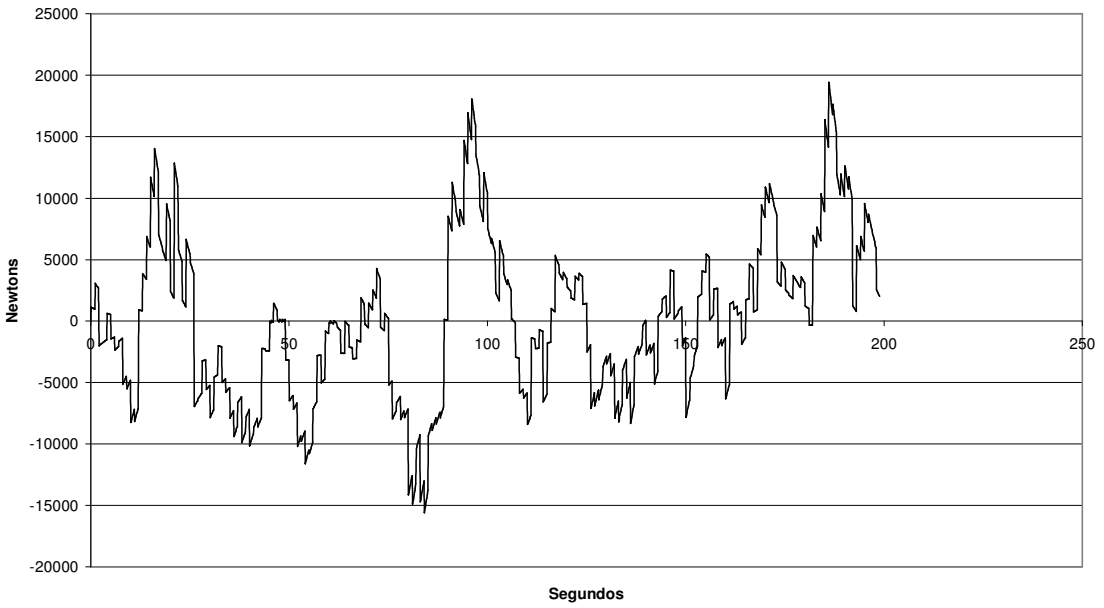


Figura 46 – Força aplicada pelo propulsor 1

Força Exercida pelo Propulsor 2

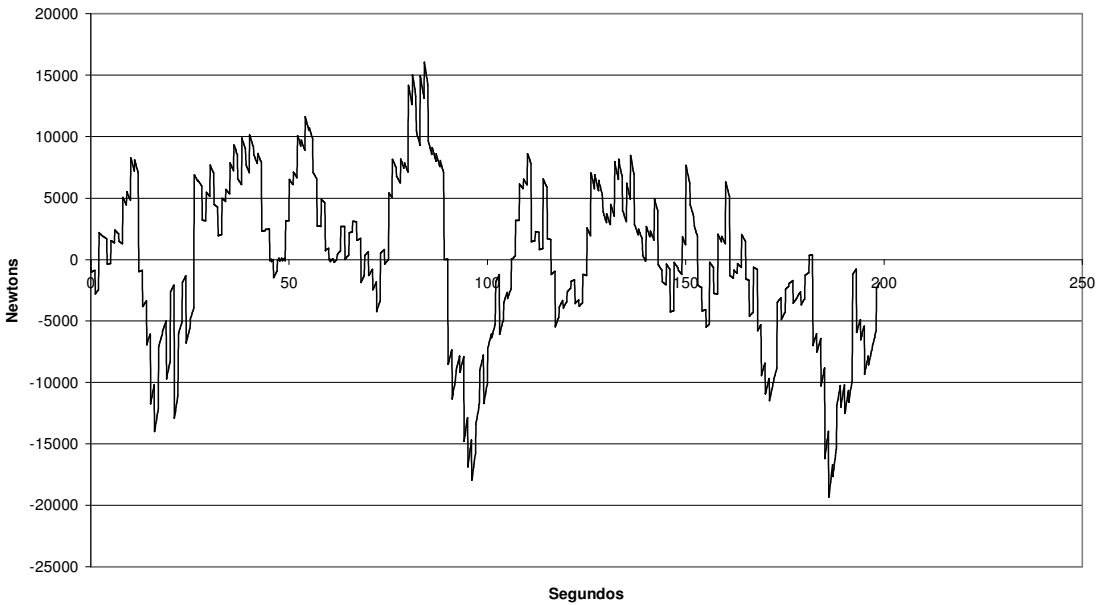


Figura 47 – Força aplicada pelo propulsor 2

Força Exercida pelo "bowthruster" 1

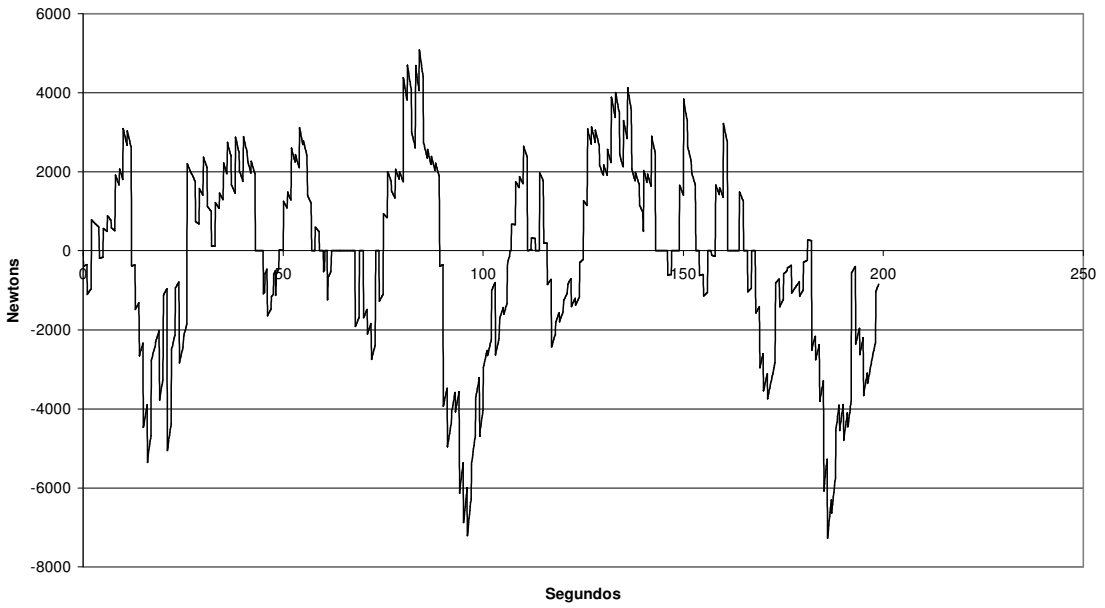


Figura 48 – Força aplicada pelo “bowthruster” 1

Força Exercida pelo "Bowthruster" 2

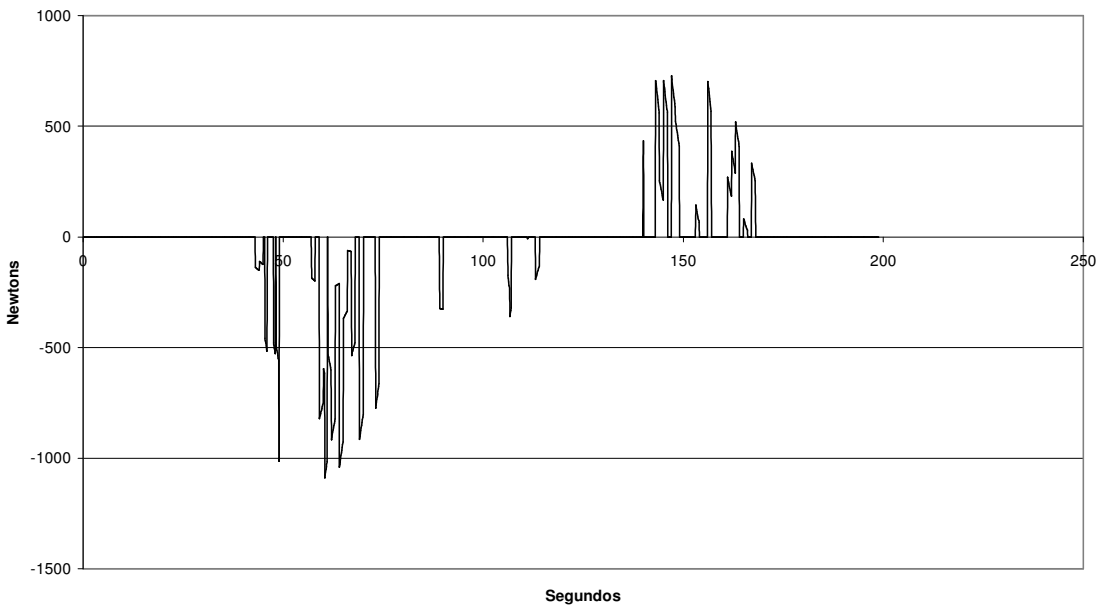


Figura 49 – Força aplicada pelo “bowthruster” 2

Pode-se observar que o navio apresentou um comportamento estável durante as variações de aproamento, em todo o percurso, mas existiu a necessidade do emprego do segundo “bowthruster”.

O valor limite de valor de aceleração para a guinada foi de 0.01 radianos por segundo. Valor este obtido em análises de resultados efetuados no simulador de manobras.

VII.7 – Estudo 5 – Ação do Vento

Para a análise de controle com ação do vento foi escolhida uma operação cuja condição inicial do navio era parada com rumo de 45 graus. A força do vento escolhida foi a de 30 nós vindo na direção de 150 graus.

A manobra selecionada para ser controlada foi a de movimentação do navio em 10 metros para a direção Oeste, que constitui uma das mais difíceis a serem executadas em função da dificuldade de manutenção de aproamento.

O limite de 30 nós para o vento foi determinado em função dos valores máximos de força que os propulsores e “bowthrusters” poderiam fornecer que eram de 100.000 e 40.000 newtons cada.

Foram mantidos os mesmos ganhos definidos para o estudo 2, tanto para o observador como para a lei de controle.

Foram mantidos os ruídos DGPS do estudo número 2.

Na figura 50, pode-se verificar a estimativa de posição dada pelo observador.

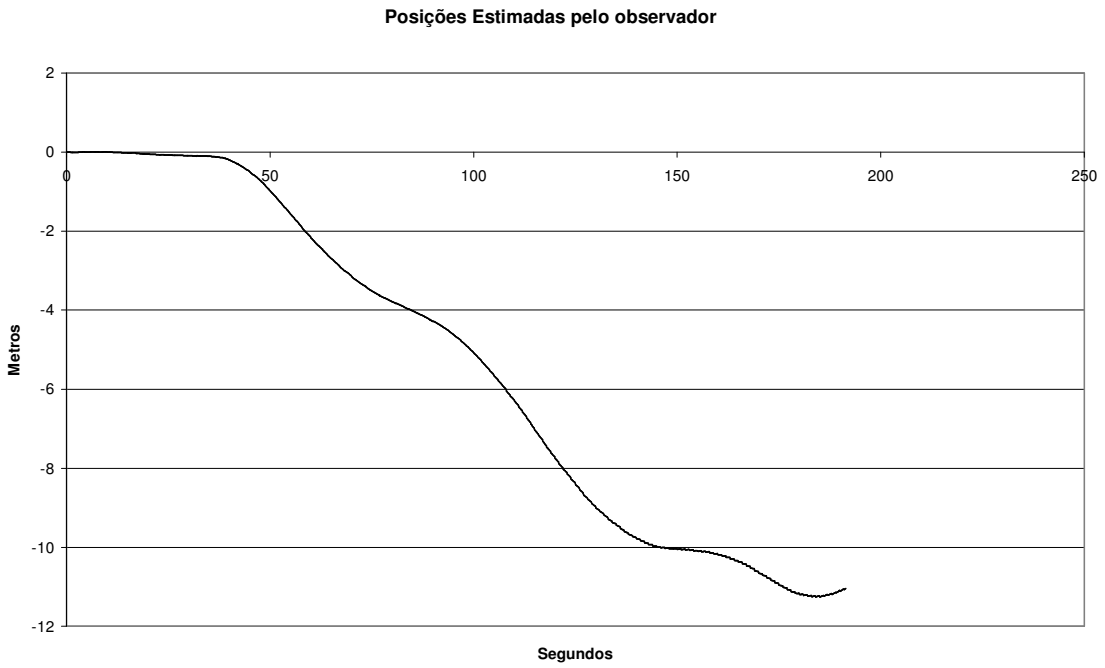


Figura 50 – Posição Estimada Pelo Observador

Nos gráficos 51, 52 e 53, têm-se os valores de forças e momentos definidos pela lei de controle e comandados durante a manobra solicitada.

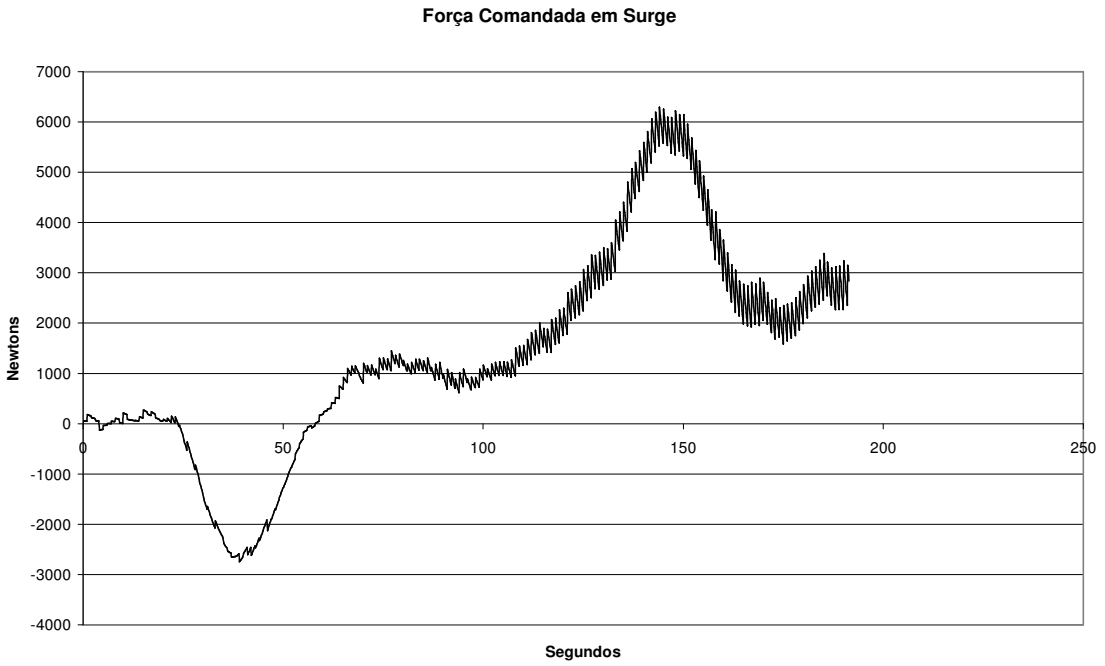


Figura 51 - Forças Definidas em Surge pela Lei de Controle

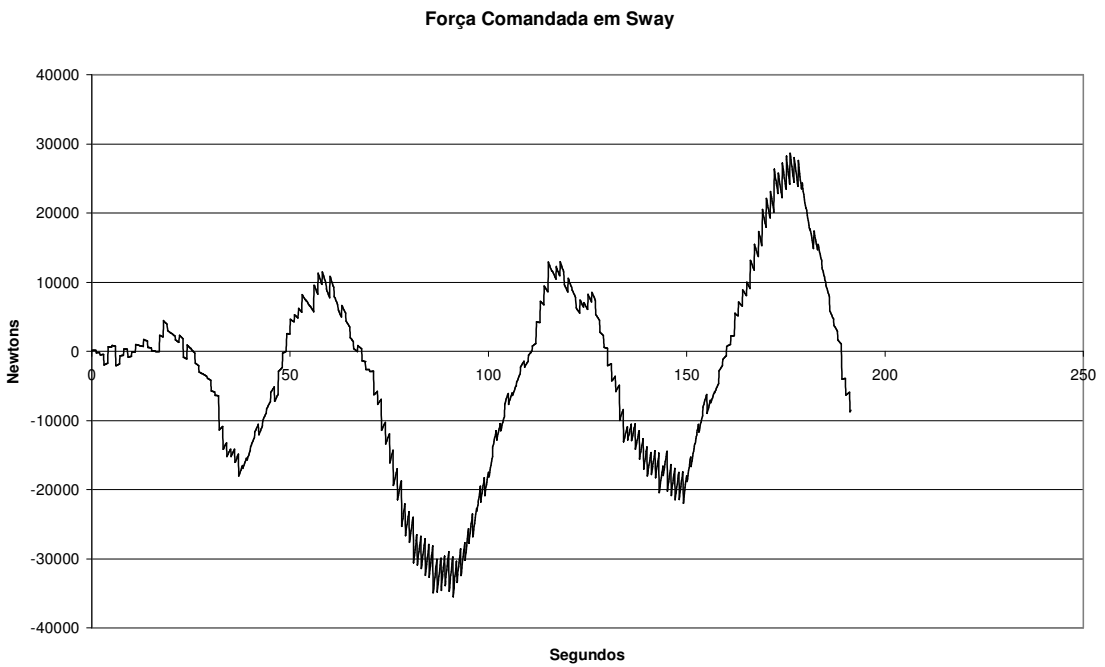


Figura 52 - Forças Definidas em Sway pela Lei de Controle

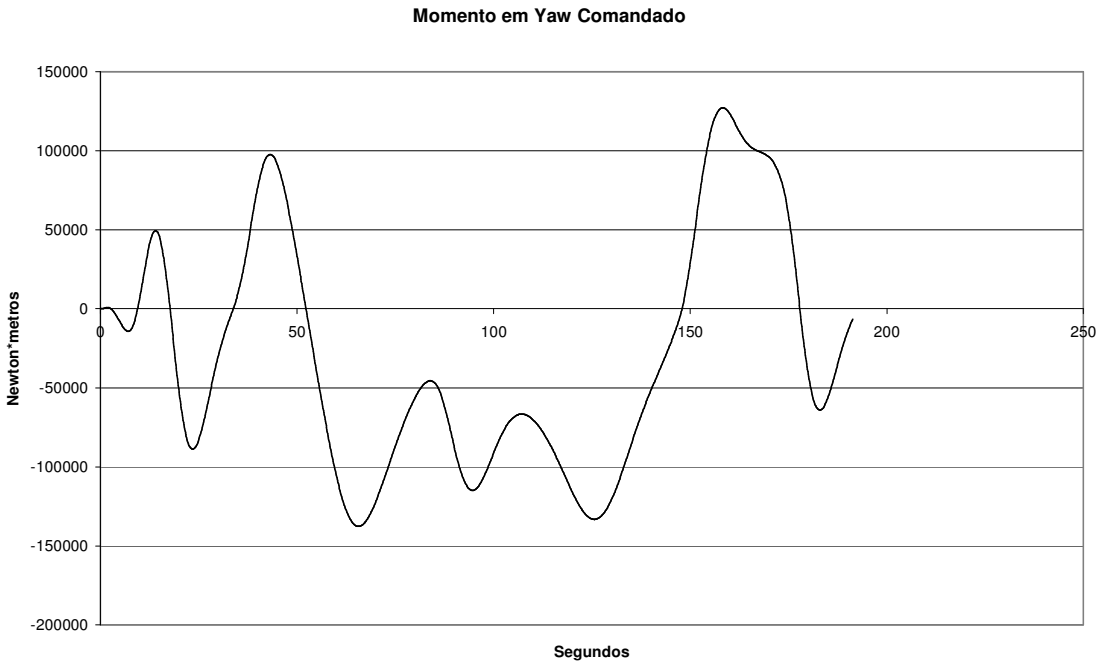


Figura 53 – Momento em yaw definido pela Lei de Controle

As figuras 54, 55, 56 e 57, apresentam a distribuição das forças comandadas entre os atuadores do navio.

Força Exercida pelo Propulsor 1

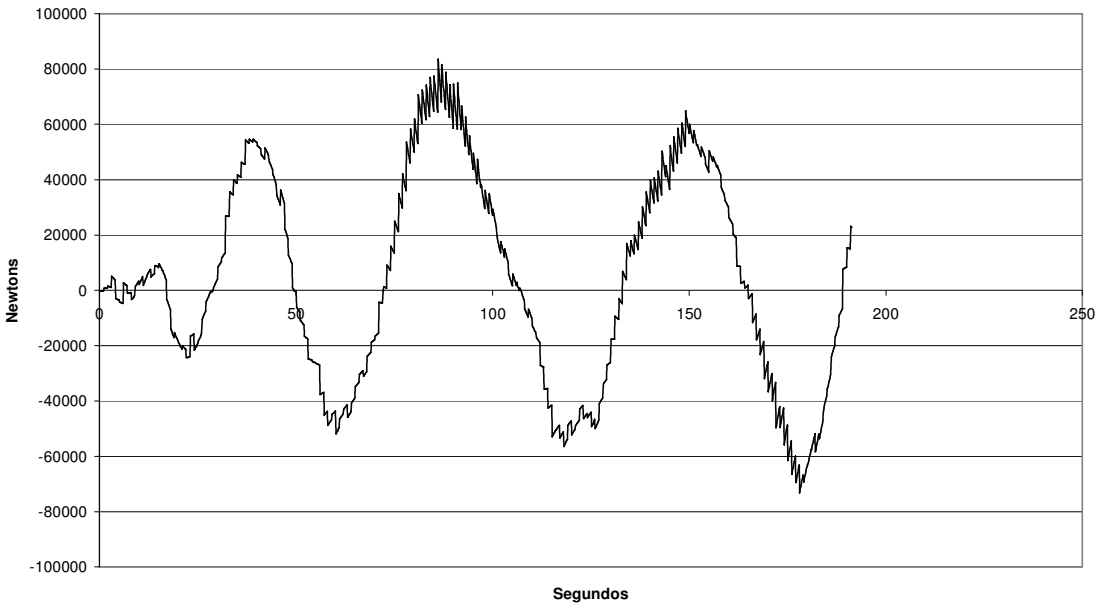


Figura 54 – Força Aplicada pelo Propulsor 1

Força Exercida pelo Propulsor 2

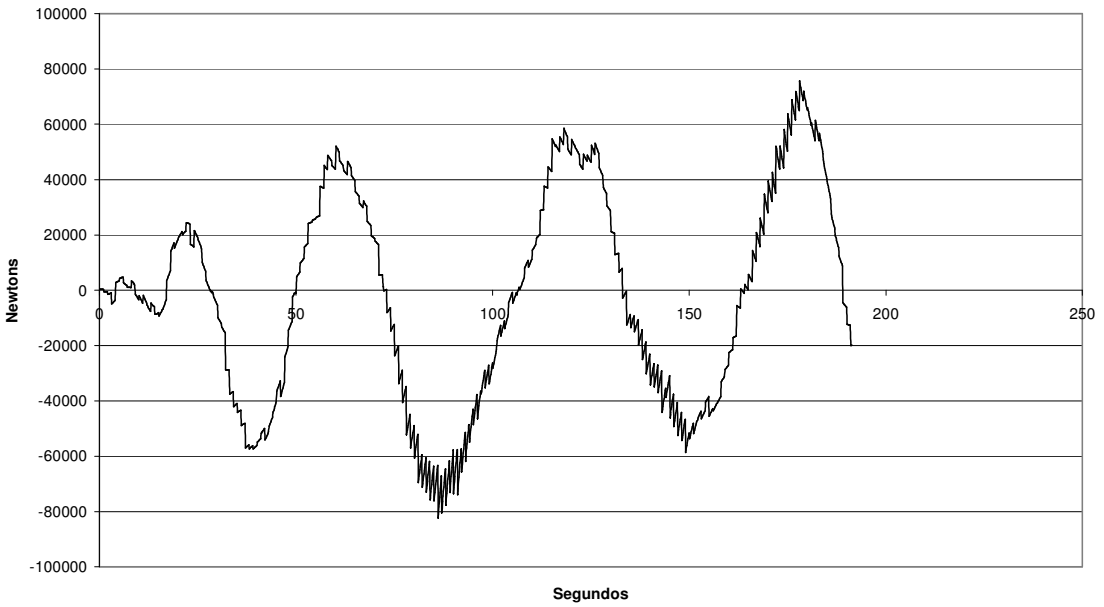


Figura 55 – Força Aplicada pelo Propulsor 2

Força Exercida pelo "Bowthruster" 1

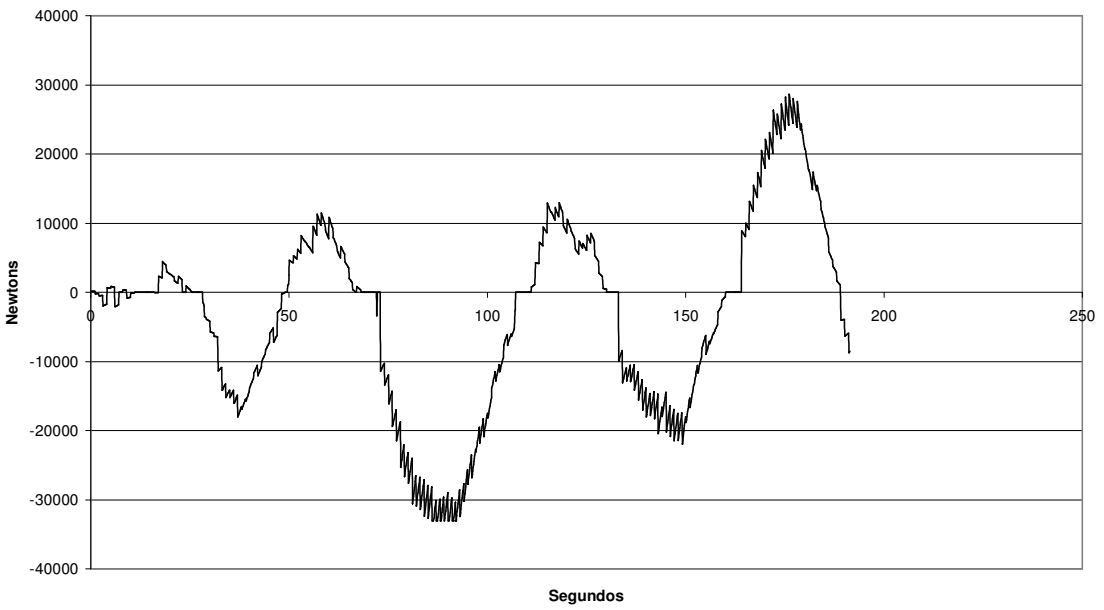


Figura 56 – Força Aplicada pelo “Bow Thruster” 1

Força Exercida pelo "bowthruster" 2

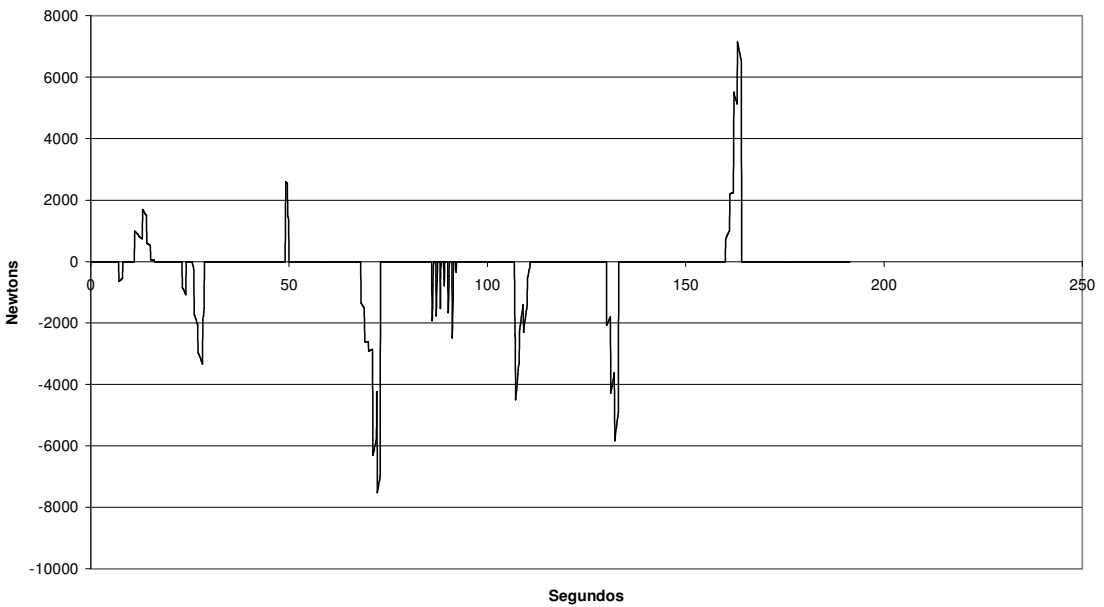


Figura 57 – Força Aplicada pelo “Bow Thruster” 2

VII.8 – Estudo 6 – Ação da Correntes Marítimas

Para a análise de comportamento da embarcação com correntes foram adotadas as mesmas condições iniciais do estudo 5.

A corrente possui intensidade máxima de 0.7 nós e direção de 120 graus. Estes valores foram definidos em função do limite de forças que poderia ser dado por cada atuador do navio.

A manobra selecionada para ser controlada foi a de movimentação do navio em 10 metros para a direção Oeste, que, como no estudo anterior, constitui uma das mais difíceis a serem executadas em função da dificuldade de manutenção de aproamento. Foram mantidos os ruídos DGPS do estudo número 2.

Na Figura 58, pode-se verificar a estimativa de posição dada pelo observador.

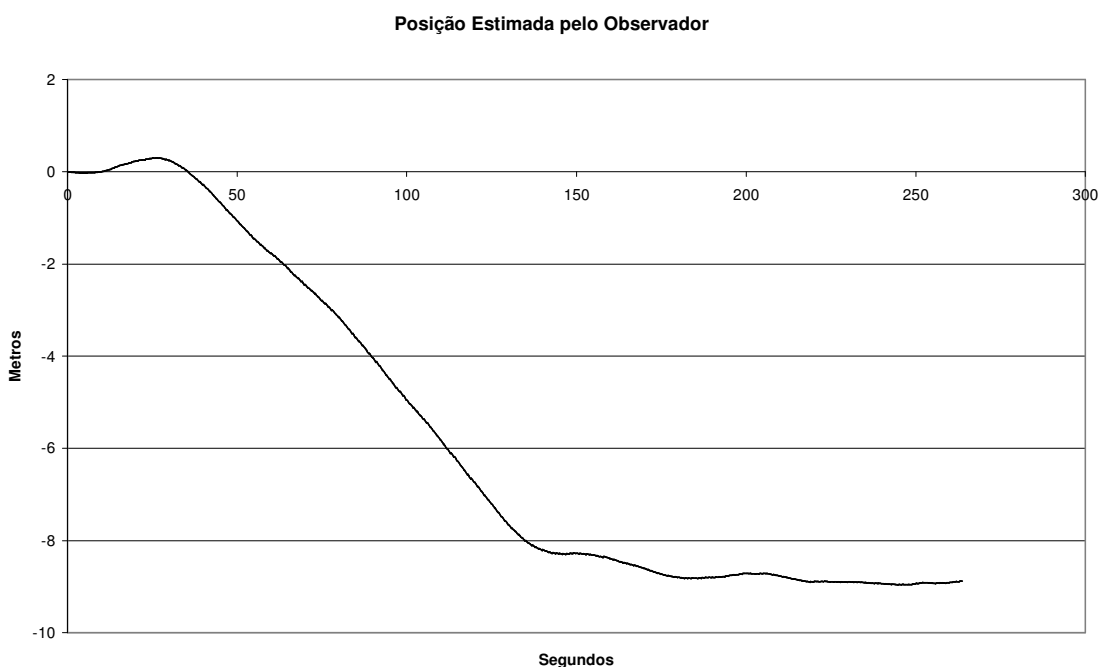


Figura 58 – Estimativa de Posição dada pelo Observador

Nos gráficos 59, 60 e 61, têm-se os valores de forças e momentos definidos pela lei de controle e comandados durante a manobra solicitada.

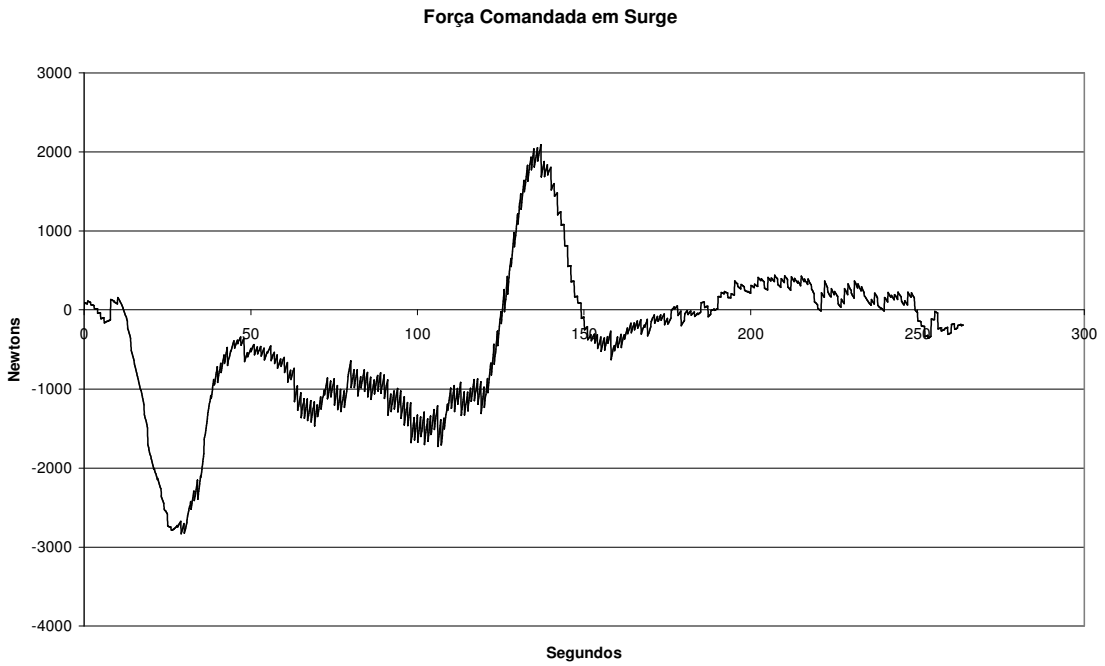


Figura 59- Forças Definidas em Surge pela Lei de Controle

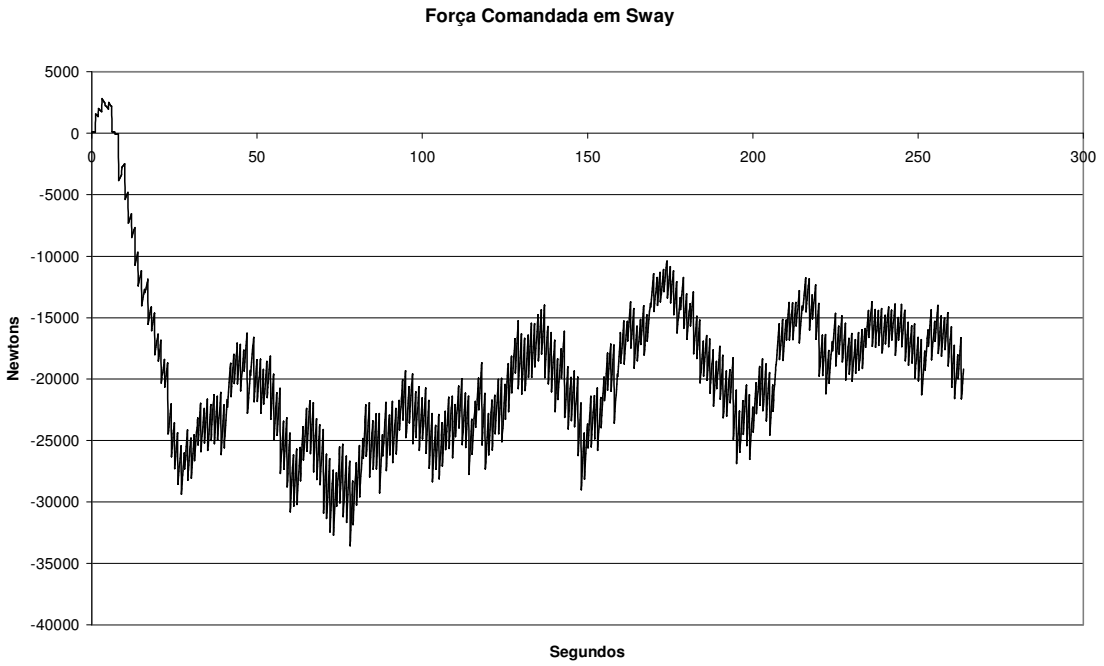


Figura 60- Forças Definidas em Sway pela Lei de Controle

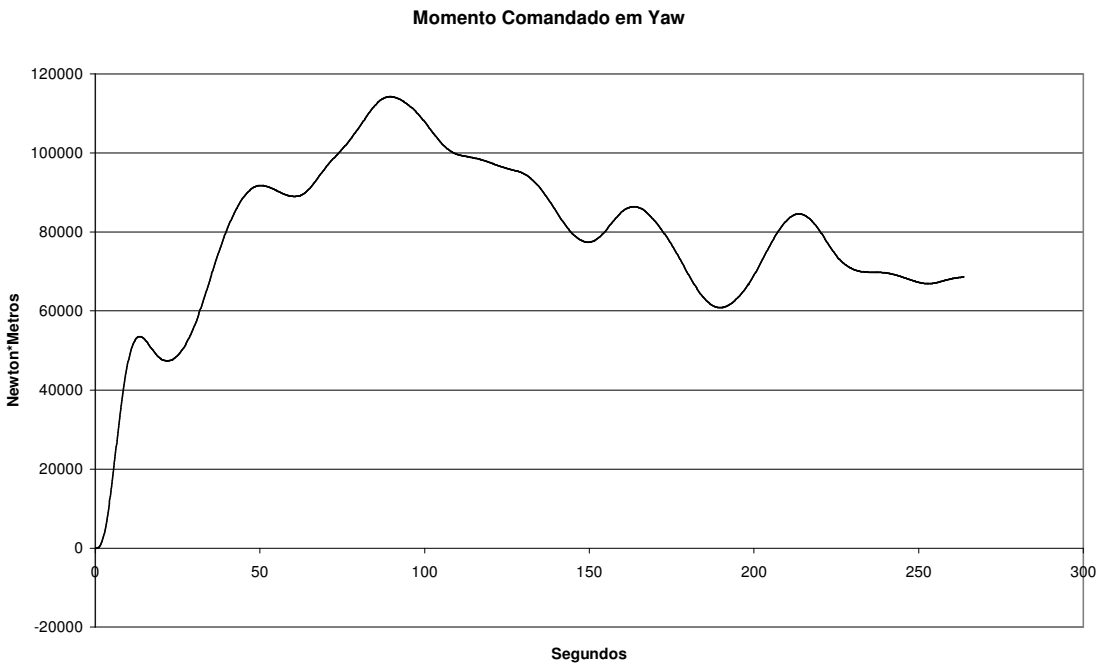


Figura 61- Momento em Yaw Definido pela Lei de Controle

As figuras 62, 63, 64 e 65, apresentam a distribuição das forças comandadas entre os atuadores do navio.

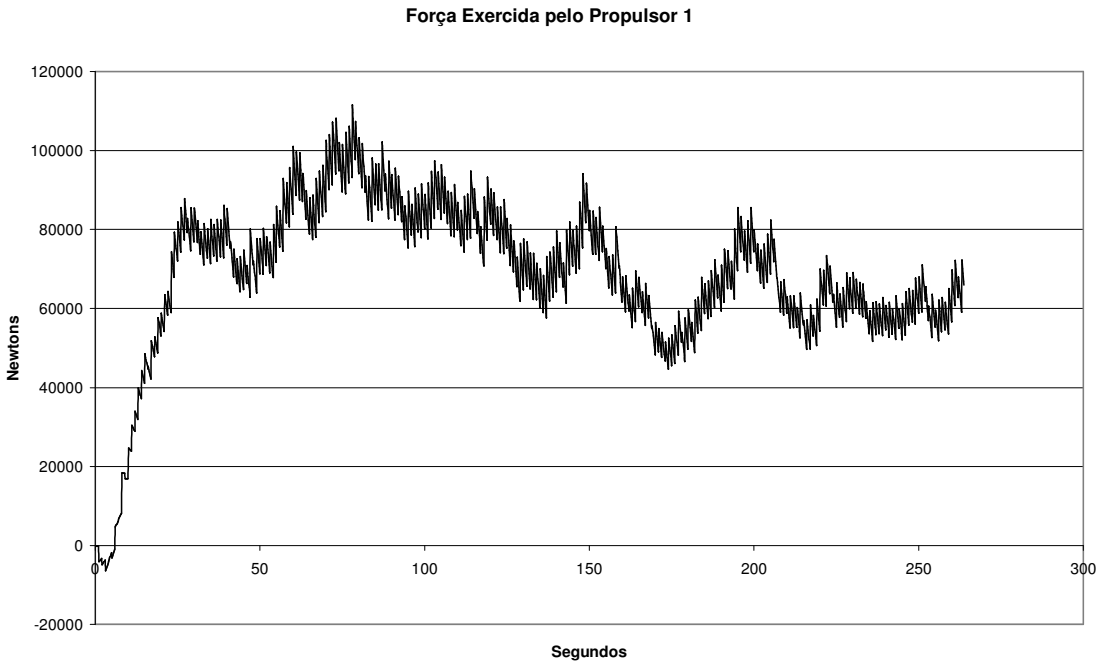


Figura 62 – Força Aplicada pelo Propulsor 1

Força Exercida pelo Propulsor 2

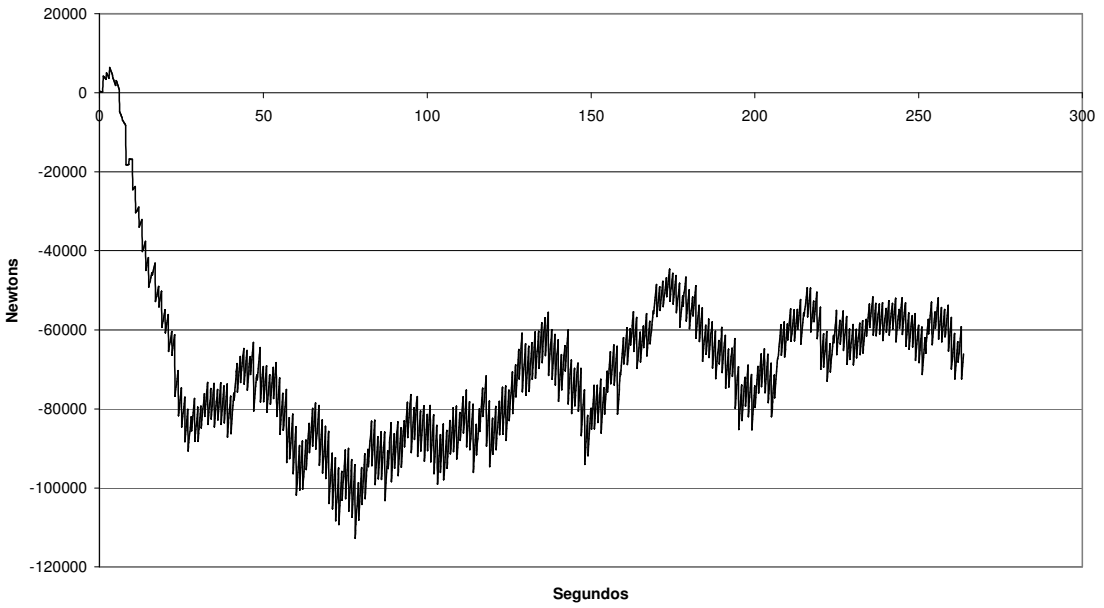


Figura 63 – Força Aplicada pelo Propulsor 2

Força Exercida pelo Bowthruster 1

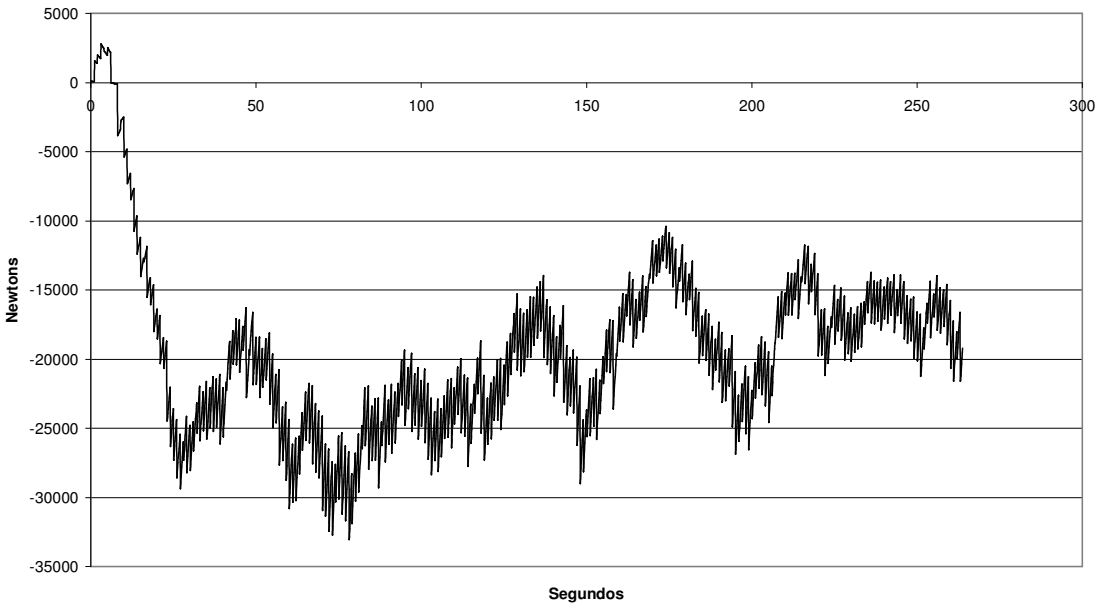


Figura 64 – Força Aplicada pelo “Bow Thruster” 1

Força aplicada pelo "Bowthruster" 2

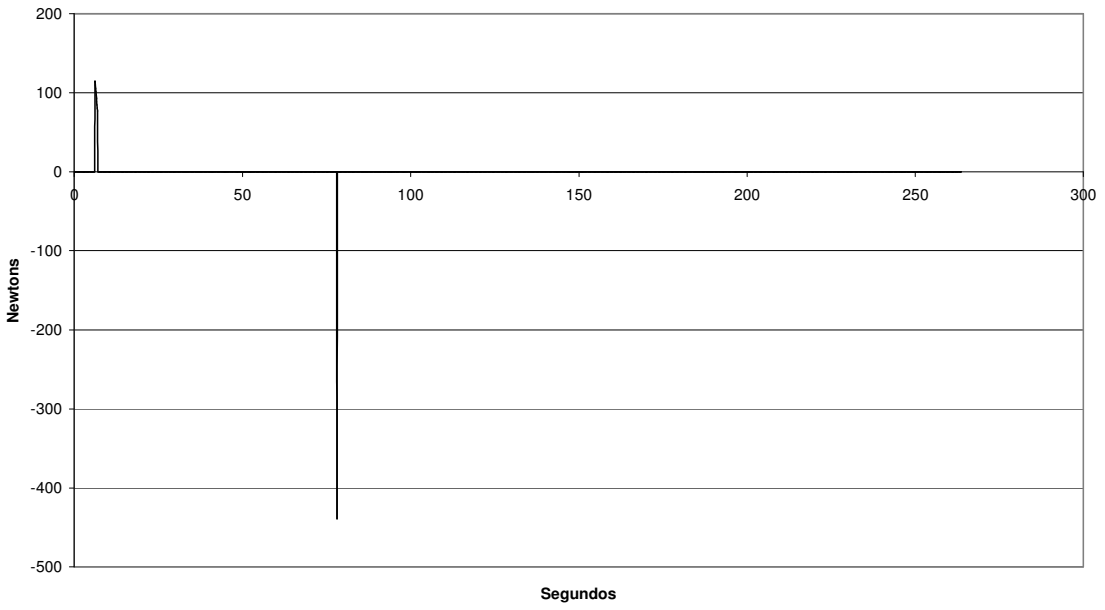


Figura 65 – Força Aplicada pelo “Bow Thruster” 2

Conclusão

Neste trabalho foi desenvolvido um sistema de posicionamento dinâmico empregando técnicas modernas de controle robusto não linear e fazendo uso de modelos matemáticos de simulação de manobra do navio.

O trabalho apresentou um sistema de posicionamento dinâmico baseado em um observador passivo não linear e na técnica de controle “backstepping” integrando o mesmo a um simulador de manobras de navio.

Uma grande vantagem verificada na integração do sistema de posicionamento dinâmico com o modelo matemático de manobra do navio vem da capacidade de se construir o observador a partir do modelo. Também se destaca o fato de que a lei de controle “backstepping”, apesar da complexidade de implementação, se mostrou adequada para integração com os modelos existentes no simulador de manobras do navio.

O sistema desenvolvido foi aplicado a um rebocador de apoio em operações “offshore” possuindo limitações em seus dispositivos de controle. Os resultados obtidos em função de testes realizados demonstraram que a técnica de controle empregada garantiu requisitos de desempenho e estabilidade para qualquer que seja o aproamento da embarcação.

Os valores obtidos através de testes e estudos demonstram que a lei de controle empregada permite a capacidade de gerenciamento da força dos atuadores do navio limitando-os a valores baixos alterando-se apenas o ganho K_p .

A alocação de forças empregadas utilizando a norma l_2 permitiu que a distribuição das forças e momento comandado proveniente da lei de controle fosse distribuída para os propulsores com pequenas oscilações, garantindo controle, apesar dos poucos recursos disponíveis no rebocador.

O simulador de posicionamento dinâmico desenvolvido neste trabalho, por possuir infra-estrutura para uso em tempo real, constitui uma ferramenta computacional promissora para análise de problemas do mundo real, principalmente em problemas relativos à condução (“guidance”). Com isto manobras complexas podem ser automatizadas, desde que sua viabilidade tenha sido previamente comprovada em um simulador de manobras.

As análises numéricas mostraram que através da calibragem de apenas três ganhos do observador e um do controlador foi possível fazer a compensação das forças ambientais de ventos e correntes e que constitui uma grande vantagem em relação a controladores comuns que requerem exaustivos testes em mar para a calibração dos diversos parâmetros do modelo neles contido.

Propõem-se como futuros trabalhos implementar um algoritmo para determinação automática dos pesos relativos envolvidos na calibragem dadas às condições qualitativas das forças ambientais, incluindo também, as condições do estado do mar, aumentando assim a confiabilidade na utilização deste modo de controle. Isto fará com que o controle venha a não depender de conhecimentos aprofundados do operador sobre critérios que estão sendo otimizados. Como primeira abordagem poder-se-ia aplicar conceitos de lógica fuzzy para solução deste problema.

Anexo I

Equação Algébrica de Riccati

Neste anexo é feito um breve resumo sobre a Equação Algébrica de Riccati. Os princípios apresentados podem ser encontrados em Zhou et al[117] e Carvalho [116] de onde podem ser retiradas as provas para os teoremas apresentados.

A Equação Algébrica de Riccati (Algebraic Riccati Equation - ARE) é dada por:

$$A^T X + XA - XRX + Q = 0 \quad (\text{A.1})$$

Onde:

$$A, R \text{ e } Q \in \mathfrak{R}^{n \times n}, R = R^T, R \geq 0, Q = Q^T \text{ e } Q \geq 0.$$

A equação de Lyapunov é um caso particular da ARE, em que $R = 0$:

$$A^T X + XA = -Q$$

A é estável pelos critérios de Hurwitz e $Q > 0$.

A solução desta ARE pode ser obtida através da matriz Hamiltoniana definida por:

$$H = \begin{bmatrix} A & -R \\ -Q & -A^T \end{bmatrix} \quad (\text{A.2})$$

Onde:

$$H \in \mathfrak{R}^{2n \times 2n}$$

Deve-se destacar que o espectro, ou conjunto de autovalores de H , representado por $\sigma(H)$, também é simétrico com respeito ao eixo imaginário. Para verificar este fato, pode-se considerar uma matriz T , que apresenta a propriedade $T^2 = -I$:

$$T = \begin{bmatrix} 0 & I \\ -I & 0 \end{bmatrix} \quad (\text{A.3})$$

Através da transformação de similaridade:

$$\begin{aligned} T^{-1}HT &= \begin{bmatrix} 0 & -I \\ I & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} A & -R \\ -Q & -A^T \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 & I \\ -I & 0 \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} Q & A^T \\ A & -R \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 & I \\ -I & 0 \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} -A^T & Q \\ R & A \end{bmatrix} = -H^T \end{aligned}$$

Pode-se concluir que $\sigma(H) = \sigma(-H^T) = \sigma(-H) = -\sigma(H)$.

Teorema A.1

Seja $V \subset \mathfrak{R}^{2n}$ um subespaço invariante de H de dimensão n e sejam $X_1, X_2 \in \mathfrak{R}^{n \times n}$ tais que:

$$V = \text{Im} \left\{ \begin{bmatrix} X_1 \\ X_2 \end{bmatrix} \right\}$$

Se X_1 for inversível, então $X = X_2 X_1^{-1}$ é uma solução ARE (A.1) e $\sigma(A - RX) = \sigma(H|_V)$. Além disso, a solução X é independente da base escolhida para V .

Prova:

Como V é H -invariante, existe uma matriz $\Lambda \in \mathfrak{R}^{n \times n}$ tal que:

$$\begin{bmatrix} A & -R \\ -Q & -A^T \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_1 \\ X_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_1 \\ X_2 \end{bmatrix} \Lambda$$

Pós-multiplicando por X_1^{-1} , tem-se:

$$\begin{bmatrix} A & -R \\ -Q & -A^T \end{bmatrix} \begin{bmatrix} I \\ X \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I \\ X \end{bmatrix} X_1 \Lambda X_1^{-1} \quad (\text{A.4})$$

Pré-multiplicando (A.4) por $[-X \quad I]$, segue que:

$$[-X \quad I] \begin{bmatrix} A & -R \\ -Q & -A^T \end{bmatrix} \begin{bmatrix} I \\ X \end{bmatrix} = 0 \quad (\text{A.5})$$

De (A.5) tem-se que:

$$-XA - A^T X + XRX - Q = 0$$

Logo X é de fato uma solução de (A.1). A equação (A.4) também mostra que:

$$A - RX = X_1 \Lambda X_1^{-1}$$

Portanto $\sigma(A - RX) = \sigma(\Lambda)$. Todavia, por definição, Λ é uma representação matricial do mapa $H|_V$, logo $\sigma(A - RX) = \sigma(H|_V)$. Finalmente, pode-se verificar que qualquer outra base que gere V pode ser representada por

$$\begin{bmatrix} X_1 \\ X_2 \end{bmatrix} P = \begin{bmatrix} X_1 P \\ X_2 P \end{bmatrix}$$

para alguma matriz P não singular. A conclusão segue do fato que $(X_2 P)(X_1 P)^{-1} = X_2 X_1^{-1} = X$.

Teorema A.2

Se $X \in \mathfrak{R}^{n \times n}$ é uma solução da ARE (A.1), então existem matrizes $X_1, X_2 \in \mathfrak{R}^{n \times n}$, com X_1 inversível, tal que $X = X_2 X_1^{-1}$ e as colunas de $\begin{bmatrix} X_1 \\ X_2 \end{bmatrix}$ formam uma base do sub-espaço invariante de H de dimensão n .

Prova:

Definindo $\Lambda := A - RX$ e multiplicando por X , resulta:

$$X\Lambda = XA - XRX = -Q - A^T X$$

A segunda igualdade vem do fato que X é uma solução de (A.1). Escrevendo estas duas relações como:

$$\begin{bmatrix} A & -R \\ -Q & -A^T \end{bmatrix} \begin{bmatrix} I \\ X \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I \\ X \end{bmatrix} \Lambda$$

Pode-se concluir que as colunas de $\begin{bmatrix} I \\ X \end{bmatrix}$ geram o sub-espaço invariante de H de dimensão n .

Para finalizar a demonstração basta definir $X := I$, e $X_2 := X$.

Assumindo que H não possua autovalores no eixo imaginário e considerando os dois subespaços espectrais X_- e X_+ de dimensão n , associados com os sub-espaços invariantes correspondentes aos autovalores estáveis e instáveis, respectivamente. Encontrando, uma base para X_- , e particionando a matriz, obtém-se:

$$X_-(H) = \left\{ \begin{bmatrix} X_1 \\ X_2 \end{bmatrix} \right\} \tag{A.6}$$

Lema A.1

Se H não tem autovalor no eixo imaginário então X_- e $\text{Im} = \left\{ \begin{bmatrix} 0 \\ I \end{bmatrix} \right\}$ são complementares.

Prova: (Zhou et al. 1996).

Do Lema A.1 pode se verificar que X_1 é não singular, já que a matriz $\begin{bmatrix} X_1 & 0 \\ X_2 & I \end{bmatrix}$ é não singular.

Teorema A.3

Sob a mesma hipótese do Lema A.1, existe uma matriz X tal que;

1. $X_-(H) = \text{Im} \left\{ \begin{bmatrix} I \\ X \end{bmatrix} \right\}$. Além disso:
2. X é única.
3. X satisfaz a Equação Algébrica de Riccati:

$$A^T X + XA - XRX + Q = 0$$

4. X é simétrica.
5. $A - RX$ é estável.

Provas:

1.
$$\begin{aligned} X_- = \text{Im} \left\{ \begin{bmatrix} X_1 \\ X_2 \end{bmatrix} \right\} &= \text{Im} \left\{ \begin{bmatrix} I \\ X_2 X_1^{-1} \end{bmatrix} X_1 \right\} \\ &= \text{Im} \left\{ \begin{bmatrix} I \\ X \end{bmatrix} \right\}, \text{ onde: } X = X_2 X_1^{-1} \end{aligned}$$

2. X é única.

Supondo-se que existam X e \bar{X} ($X \neq \bar{X}$) tais que para um $y \in X_-(H)$ e valores arbitrários ϕ tem-se:

$$y = \begin{bmatrix} y_1 \\ y_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I \\ X \end{bmatrix} \phi_1 = \begin{bmatrix} I \\ \bar{X} \end{bmatrix} \phi_2$$

Portanto:

$$\begin{aligned} y_1 &= \phi_1 = \phi_2 \\ y_2 &= X\phi_1 = \bar{X}\phi_2 \Rightarrow X\phi_1 = \bar{X}\phi_2 \\ &\Rightarrow (X - \bar{X})\phi_1 = 0 \Rightarrow X = \bar{X} \end{aligned}$$

3. X é a solução de ARE (A.1):

$$\begin{bmatrix} X & -I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} I \\ X \end{bmatrix} = 0$$

$$H \begin{bmatrix} I \\ X \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I \\ X \end{bmatrix} \Lambda_{\bar{H}}$$

Portanto:

$$\begin{bmatrix} X & -I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} I \\ X \end{bmatrix} \Lambda_{\bar{H}} = \begin{bmatrix} X & -I \end{bmatrix} H \begin{bmatrix} I \\ X \end{bmatrix} = 0$$

$$\begin{bmatrix} X & -I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} A & -R \\ -Q & -A^T \end{bmatrix} \begin{bmatrix} I \\ X \end{bmatrix} = 0$$

$$\begin{bmatrix} XA + Q & -XR + A^T \end{bmatrix} \begin{bmatrix} I \\ X \end{bmatrix} = 0$$

$$A^T X + XA - XRX + Q = 0$$

4. X é simétrica:

$$(A^T X + XA - XRX + Q)^T = 0^T = 0$$

$$A^T X^T + X^T A - X^T RX^T + Q = 0$$

X^T é também uma solução da ARE.

Como X é única, então $X^T = X$.

5. $A - RX$ é estável.

Sabe-se que os autovetores associados aos autovalores estáveis de H são dados

por:

$$W = \begin{bmatrix} I \\ X \end{bmatrix} P$$

Onde P é uma matriz inversível.

Portanto:

$$HW = W\Lambda_H^- \Rightarrow \begin{bmatrix} A & -R \\ -Q & -A^T \end{bmatrix} \begin{bmatrix} I \\ X \end{bmatrix} P = \begin{bmatrix} I \\ X \end{bmatrix} P\Lambda_H^-$$

$$= \begin{bmatrix} A - RX \\ -(A^T X + Q) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} P\Lambda_H^- P^{-1} \\ X P\Lambda_H^- P^{-1} \end{bmatrix}$$

$$\Rightarrow A - RX = P\Lambda_H^- P^{-1}$$

$$\Rightarrow A - RX \text{ é similar a } \Lambda_H^- \Rightarrow A - RX \text{ é estável.}$$

Referências Bibliográficas

1. Webb, Dennis W., “Simulation as a Design Tool for Federal Channels”, Institute for Water Resources, U. S. Army Corps of Engineers, Alexandria, Va, USA, July 2002.
2. DnV . “Rules for Classification of Steel Ships: Dynamic Positioning Systems, Part 6, Chapter 7, Det Norske Veritas, Veritasvein I, N-1322, Hovik, Norway, 1990.
3. Lin, J.S and I. Kanellakopoulos. “Non Linear Design of Active Suspensions”. IEEE Control Systems Magazine 17(3), 45-59, 1997.
4. Fossen, Thor I., “Guidance and control of Ocean Vehicles”, John Wiley & Sons, New York, 1994.
5. Airy, G.B., “On the Regulator of the Clock-Work for Effecting Uniform Movement of Equatorials”, Memoirs of the Royal Astronomical Society, Vol. II, pp.249-267, London, 1840.
6. Maxwell, J. C., “On Governors”, Proc. Royal Soc. London, Vol. 16, pp. 270-283, London, 1868.
7. Routh, E.J., “A Treatise on the Stability of a Given State of Motion”, Macmillan and Co., London, 1877.

8. Vishnegradsky, I. A., “On controllers of a Direction Action”, Izv. SPB Tecknolog. Inst., Russia, 1877.
9. Lewis, F. L. “Applied Optmal Control and Estimation”, Prentice-Hill, New Jersey, USA, 1992.
10. Hurwitz, A., “On the Conditions Under Which an Equation Has Only Roots With Negative Real Parts”, Mathematische Annalen, Vol. 46, pp. 273-284, Germany, 1895.
11. Lyapunov, M. A., “Problème General de la Stabilité du Mouvement”, Ann. Fac. Sci. Toulouse, Vol.9, pp 203-474, France, 1907.
12. Nyquist, H. “Regeneration Theory”, Bell Systems Technology Journal, USA, 1932
13. Bode, H.W., “Feedback Amplifier Design”, Bell Systems Technology Journal, Vol. 19 p. 42, USA, 1940.
14. Minorsky, N.; “Directional Stability and Automatically Steered Bodies”, Journal of American Society of Naval Engineering, Vol 1, 34, pp. 280, USA, 1922.
15. Házen, H. L., “Theory of Servo-Mechanism”, J. Franklin Institute, USA, 1934.
16. Hall, A. C., “Application of Circuit Theory to the design of Servomechanims”, J. Franklin Institute, USA, 1966.

17. James, H. M., N. B. Nichols and R. S. Phillips, "Theory of Servomechanisms", New York, MacGraw-Hill, M.I.T. Radiation Lab Series, Vol. 25, USA, 1947.
18. Evans, W. R., "Graphical Analysis of Control Systems", Trans AIEE, Vol. 67, pp. 547-551, USA, 1948.
19. Kolmogorov, A. N. "Interpolation and Extrapolation von Stationarem Zufaligen Folgen", Bull. Acad. Sci USSR, Ser. Math. Vol. 5, pp. 3-14, Rússia, 1941.
20. Wiener, N. "The extrapolation, Interpolation, and Smoothing of Stationary Time Series with Engineering Applications", New York: Wiley, USA, 1949.
21. Bellman, R., "Dynamic Programming", New Jersey: Princeton Univ. Press, USA, 1957.
22. Pontryagin, L. S., Boltyansky V. G et al, "The Mathematical Theory of Optimal Processes", New York: Wiley, USA, 1962.
23. Kalman, R. E., and J. E. Bertram, "Control System Analysis and Design via the 'Second Method' of Lyapunov", Trans. ASME J. Basic Eng., pp. 371-393, USA, 1960.
24. Kalman, R. E., "Contributions to the Theory of Optimal Control", Bol. Soc. Mat. Mexicana, Vol. 5, pp. 102-119, México, 1960.
25. Kalman, R. E., "A New Approach to Linear Filtering and Prediction Problems", ASME J. Basic Eng. Vol. 82, pp. 34-45, USA, 1960.

26. Kalman, R. E., and R. S. Bucy, "New Results in Linear Filtering and Prediction Theory", ASME J. Basic Engineering, Vol. 80, pp – 193-196, USA,1961.
27. Hessen, D. H., "Stochastic Inequality Constrained Closed-Loop Model Predictive Control", Ph. D. thesis, Technische Universiteit Delft, pp.8, Holland, june 2004.
28. Youla, D. C., Jabr, H. A., and Bongiorno JR, "Modern Wiener Hoph Design of Optimal Controllers – Part II: The Multivariable Case", IEEE Trans. on Automatic Control, 21 (3): 319-338, USA, 1976.
29. Zames, G., Francis, B. A., "Feedback Minimax Sensitivity and Optimal Robustness". IEEE Transactions on Automatic Control, 28 (5): 585-601, USA,1983.
30. Tewari, Ashish, "Modern Control Design with Matalab and Simulink", John Willey and Sons, Southern Gate, England, 2002.
31. Utkin, V. I., "Variable Structured Systems with Sliding Modes". IEEE Transactions on Automatic Control TAC-22(2), 212-222, USA, 1977.
32. Khalil, Hassan K., "Nonlinear Systems" Prentice Hall Inc, Pearson Education International, Third Edition, Upper Saddle River, New Jersey 07458, 1996.
33. Koditschek, D. E. "Adaptive Techniques for Mechanical Systems". In: Proc. Of the 5th Yale Workshop on Adaptive Systems", pp. 259-265, New Haven, CT. 1887.

34. Sonntag, E. D. and H. J. Sussmann, "Further Comments on the Stabilizability of the Angular Velocity of a Rigid Body". System and Control Letters SCL-12, 437-442, 1988.
35. Tsiniias, J.. "Sufficient Lyapunov-Like Conditions for Stabilization". Mathematics of Control, Signal and Systems. MCSS-2, 343-357, 1989.
36. Byrnes, C.I. and A. Isidori. "New Results and Examples in Nonlinear Feedback Stabilization". System and Control Lectures SCL-12, 437-442, 1989.
37. Kokotovich, P. V. "The Joy of Feedback: Nonlinear and Adaptive". IEEE Control Systems Magazine. ICSM, 7-17. Bode Price Lecture, 1988.
38. Kanellakopoulos, I., P. V. Kokotovic and A. S. Morse. "A Toolkit for Nonlinear Feedback Design". System and Control Letters. SCL-18, 83-92, 1992.
39. Hopfield, J.J. "Neural Networks and Physical System with Emergent Collective Computational Abilities". Proceedings of National Academy of Sciences, Washington, V.79, pp. 2554-2558, USA, Apr. 1982.
40. Alander. J. T. "An Indexed Bibliography of Genetic Algorithms in Control". Report 94-1, University of Vaasa, Dep. Of Information Technology and Production Economics, Finland, 1995.
41. Lopes, Clóvis Antonio, "Controle de Deslocamentos Horizontais de um Navio-Sonda de Posicionamento Dinâmico Durante Mudança de

- Aproamento”, Tese de Mestrado, Universidade Estadual de Campinas, Brasil, 1990.
42. Fossen, Thor I., “Marine Control Systems”, Marine Cybernetics AS, Trodheim, Norway, 2002.
 43. Balchen, J. G., N. A. Jensen and S. Saelid, “Dynamic Positioning Using Kalman Filtering and Optimal Control Theory”. Proc. Of the IFAC/IFIP Symp. On Automation in Offshore Oil Field Operation. Bergen, Norway, 1998.
 44. Katebi, M.R., M. J. Grimble and Y. Zhang, “ H_∞ Robust Control Design for Dynamic Ship Positioning”. IEEE Proceedings on Control Theory and Application. Vol. 144-2, pp. 110-120, 1997.
 45. Aarset, M. F., J.P. Strand and T. I. Fossen, “Nonlinear Vectorial Observer with Integral Action and Wave Filtering for Ships”. Proceedings of the IFAC Conference on Control Applications in Marine Systems (CAMS’98), Fukuoka, Japan, October 1998.
 46. Groven, A. and T. I. Fossen. “Nonlinear Control of Dynamic Positioned Ships Using Only Position Feedback: A Observer Backstepping Approach”. Proceedings of the 35th IEEE Conference on Decision and Control, Kobe, Japan, 1996.
 47. Fossen, T. I. and Strand, J. P. “Nonlinear Passive Weather Optimal Positioning Control (WOPC) System for Ships and Rigs: Experimental Results, Automatica, 1998.

48. Fossen, T. I, and A. Grovlen, “Nonlinear Output Feedback Control of Dynamically Positioned Ships Using Vectorial Observer Backstepping”. IEEE Transactions on Control System Technology, 6(1) – pp. 121-128, 1998.
49. Robertsson, Anders, “On Observer Based Control of Nonlinear Systems”. Lund Institute of Technology, Lund, Sweden, 1999.
50. Strand, J.P, “Non Linear Position Control System Design for Marine Vessels”, PhD. Thesis, Norwegian University of Science and Technology, 1999.
51. Lindegaard, Karl Peter, “Acceleration feedback in dynamic position”, Phd dissertation, Norwegian University of Science and Technology, Trondheim, Norway, September 2003.
52. Holzhünter, T. “LQG Approach for the High-Precision Track Control of Ships”. IEEE Proceeding on Control Theory and Application 144 (2), 121-127, 1997.
53. Skjetne, Roger “The Maneuvering Problem”, Phd. Thesis, Norwegian University of Science and Technology, Norway, 2005.
54. Nomoto, K. et al, “On the Steering Qualities of ships”, International Shipbuilding Progress, Vol. 4, n^o 35, 1957.
55. Norrbin, N.H., “A Study of Course Keeping and Manoeuvring performance”, SSPA Publ. n^o 45, Göteborg, Sweden, 1960.
56. Norrbin, N. H. “Theory and Observations of the use of a Mathematical Model for Ship Maneuvering in Deep and Confined Waters”, Publication of the Swedish Shipbuilding Experiment Tanks, n^o 68, Göteborg, 1971.

57. Motora, S., "On the Measurement of Added Mass and Added Moment of Inertia of ships in Steering Motion", proc. First Symposium on Ship Maneuverability, Washington, 1960.
58. Abkowitz, M. A., "Lectures on Ship Hydrodynamics - Steering Maneuverability", Hydro-Og Aerodynamisk Laboratorium, Hy-5, 1981.
59. Eda, Haruzo, "Equations of Motion for the Ship-handling Simulator and Proposed Program for Acquisition of Hydrodynamic data", report SIT-DL-71-1572, Davidson Laboratory, 1971.
60. Fujii, H., Tsuda, T., "Experimental Researches on Rudder performance", (2nd report), Journal Society of Naval Architects of Japan, vol. 110, december 1961.
61. Crane, C.L. "Studies of Ship Manoeuvring – Response to Propeller and Rudder Actions", Proc. Ship Control Systems Symposium, Enc. to Vol. 1, US Marine Engng. Lab., Annapolis, 1966
62. Kasmi, I.H., "Simulation of Ship Dynamics and Propulsion System", B.S.R.A. report NS 459, 1977.
63. Chislett, M.S., "A generalized Math Model for Manoeuvring", MARSIM, Copenhagen, Dinamarca, Marine Simulation and Ship Manoeuvrability", 1996.
64. Eda, H., Guest, F. E. and Puglisi, J.J. "Twenty Years of Marine Simulator (CAORF) operations: Lessons learned during these years", MARSIM,

Copenhagen, Dinamarca, Marine Simulation and Ship Manoeuvrability”, 1996.

65. Baar, R. A. and Miller, E. R. Jr., “A Proposed Basis for Evaluating Ship Maneuvering Performance”, Proceeding of the 20th ATTC, 1983.
66. Gill, A. D. and Price, W. G., “Determination of Maneuvering Derivatives of a Ship Model Using Planar Motion Mechanism in a Circulation Water Channel”, RINA transactions, Vol 119, 1977.
67. De Vries, W. A., “Determination of Hydrodynamic Coefficients by Force Excitation on Free Sailing Models”, Proceedings of the 3rd International Conference on Marine Simulation, Rotterdam, 1984.
68. Mikelis, N. E. “Data for the evaluation of The Aceleration Coefficients for Tanks Maneuvering in Shallow and Deep Water”, International Shipbuilding Progress, Vol. 29, n^o 340, 1982.
69. Pourzanjani, M. A., Zienkiewicz, H.K. and Flower, J. O., “A Hybrid Method of Estimating Hydrodynamically Generated Forces for use in Ship Maneuvering”, International Shipbuilding Progress, Vol. 34, n^o 399, 1987.
70. Burns, R. S., Dove, M. J., Bouncer, T. H. and Stockel, C. T., “Mathematical Modelling and Computer Simulation of Large Ships during Tight Maneuvers”, Proceedings of the International Conference on Computer Applications in the Operation and Management of ships and Cargoes, RINA, London, 1988.

71. Abkowitz, M. A. "Measurement of Hydrodynamic Characteristics from Ship Maneuvering Trials by System Identification", SNAME transactions, vol. 88, 1980.
72. Clarke, D. "The Application of Maneuvering Criteria in Hull Design Using Linear Theory", RINA Transactions, vol. 125, 1983.
73. Inoue, S., Hirano, M., Kijima, K., "Hydrodynamic Derivatives on Ship Manoeuvring". International Shipbuilding Progress. vol.28, n^o 321, 1981.
74. Molland, A. F., Turnock, S. R., and Wilson, P.A. "Performance of an enhanced rudder force prediction model in ship manoeuvring simulator" MARSIM, Copenhagen, Dinamarca, Marine Simulation and Ship Manoeuvrability", 1996.
75. Oltmann, P. and Sharma, S. D. "Simulation of Combined Engine and Rudder Maneuvering using an Improved Model of Hull-Propeller Interactions", Proceedings of the 15th Symposium on Naval Hydrodynamics, ONR, 1984.
76. Kijima, K., Katuno, T., Nakiri, Y. and Furukawa, Y. "On the Manoeuvring Performance of a Ship with the Parameter of Loading Condition, Journal of Society of Naval Architects of Japan", n^o 168, 1990.
77. Roseman, Donald P., "The Marad systematic series of full-form ship models", The Society of Naval Architects and Marine Engineers, 1987
78. Fujino, M, The University of Tokyo, Japan, Keynote Lecture: "Prediction of ship manoeuvrability: State of art, MARSIM, Copenhagen, Dinamarca, Marine Simulation and Ship Manoeuvrability", 1996

79. Kose, K., "On a New Mathematical Model of Maneuvering Motions of a Ship and its Applications", Maneuverability Subcommittee of ITTC, Vol.29, n^o 336, pg 205-220, 1980.
80. Hirano, M., "On the calculation method of ship manoeuvring motion at the initial design phase", Journal of Society of Naval Architects of Japan, vol 147, 1980
81. Eda, H. and Crane Jr., L. "Steering characteristics of ships in calm water and waves", Tans. SNAME, vol. 73, pp 135-177, 1965.
82. Hasegawa, K. "On a Performance Criterion of Autopilot Navigation", Journal of the Kansai Society of Naval Architects of Japan.
83. Crane, C.L., "Maneuvering safety of larger Tankers: stoping, turning, and speed selection, SNAME, 1973.
84. Takashina, J., "Ship maneuvering motion due to tugboats and its mathematical model". Journal of of Naval Architects of Japan, pg 81-94, 1986.
85. Fujino, M., Kirita, A. and Others, " On the Manoeuvrability of Ships while stopping by Adverse Rotation of Propeller" (1st/2st Report), Journal of the Kansai Society of Naval Architects of Japan, n^o 169/173 (1978/1979).
86. Oltmann, Peter, "Roll, An often neglected element of manoeuvring", MARSIM'93, International conference on marine simulation and ship manoeuvrability, 1993.

87. Khattab, O.M. , “Universal mathematical model for real time simulation of ship manouvering behavior”, 1st. Internatitional conference on marine simulation towards safere seas & cleaner oceans, Alexandria, 1996
88. Inoue, S., Hirano, M., Kijima, K. and Takashina, J. “A pratical calculation method of ship maneuvering motion”. International shipbuilding progress, vol. 25, n^o 325, 1981.
89. Lammeren, W. P. A. van , Manen, J. D. Ooterveld. M.C.C. ,”He Wageningen B-Screw series”, Trans. SNAME, 1969.
90. Clarke, D., Patterson, D.R., and Wooderson, R. K., “Maneuvering trials with the 193,000 tonne deadweight tanker Esso Bernicia”, Trans. RINA, 1973.
91. Pourzanjani,M., “Formulation of the Mathematical model of ship maneuvering”. Int.Shipbuild.Prop. 37,n^o 409, 1990.
92. Chapra, Steven C., “Numerical Methods for Engineers”, by McGraw-Hill, 1988
93. Endo, Masatoshi, “Development of a Ship Handling Simulator for a High Speed Ship and its Aproach for Increasing Reality”, MARSIM – 93, International Conference On Marine Simulation And Ship Manoeuvrability, 1993.
94. Dos Santos, Edson Mesquita, “Uma Abordagem sobre Modelos Matemáticos para Simulação de Manobras de Navios em Tempo real”, tese de mestrado, Universidade Federal do Rio de Janeiro, COPPE, Rio de Janeiro, 1999.

95. OCIMF, "Prediction of Wind and Current Loads on VLCCs". Oil Companies International Marine Forum, London, UK, 1977.
96. Faltinsen, O. M. "Sea Loads on Ships and Offshore Structures". Cambridge University Press, Cambridge, UK, 1990.
97. Newman, J.N., "Marine Hydrodynamics", MIT Press, Cambridge, Ma, USA, 1977.
98. H.K. Khalil, "Use of Nonlinearities as a Tool for Improving Performance". Plenary Session of XV CBA, Gramado (RS), Setembro 2004.
99. P. Kokotovic and M.Arcak, "Constructive nonlinear control: a historical perspective", Automatica , Vol. 37, (2001), 637--662.
100. Slotine, J.J. E. and W. Li. "Applied Non Linear Control". Prentice Hall Int. Englewood Cliffs, New Jersey 07632, 1991.
101. R.Sepulcre, M. Jankovic, and P. Kokotovic, "Constructive Nonlinear Control". Springer, NY, 1997.
102. S. Tarbouriech and G. Garcia (Editors), "Control of Uncertain Systems with Bounded Inputs" - LNCIS Series 227. Springer, NY, 1997.
103. P.S. Shiakolas and D. Piyabongkarn. "Development of a Real-Time Digital Control System with a Hardware-in-the-Loop Magnetic Levitation Device for Reinforcement of Controls Education". IEEE Trans. On Education, v. 46, n. 46, Feb., 2003.

104. Breivik, Morten, “Nonlinear Maneuvering Control of Underactuated Ships”, Msc Dissertation, Norwegian University of Science and Technology”, Trondheim, Norway, 2003.
105. Robertsson, Anders, “On Observed-Based Control of Non Linear Systems”, PhD Thesis, Lund Institute of Technology, Lund, Sweden, 1999.
106. Lindegaard, Karl Peter, “Acceleration Feedback in Dynamic position”, PhD dissertation, Norwegian University of Science and Technology, Trondheim, Norway, September 2003.
107. Harkegard, Ola, “Backstepping and Control Allocation with Applications to Flight Control”, PhD thesis, Department of Electrical Engineering, Linköping University, Linköping, Sweden, 2003.
108. Sciavicco, Lorenzo and Bruno Siciliano. “Modelling and Control of Robot Manipulators”, 2nd printing, Springer, NY, 2001.
109. Buffington J. M. “Tailless Aircraft Control Allocation”. AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, pp. 737-747, New Orleans, 1997.
110. Bodson M. and W. A. Pohlchuk. “Command Limiting in Reconfigurable Flight Control”. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 21 (4), pp. 639-646, Aug. 1998.
111. Sørensen, Asgeir J. and Alf Kåre Ådnanes, “High Performance Thrust Allocation Scheme in Positioning of Ships Based on Power and Torque

- Control”, Dynamic Positioning Conference, Houston, Texas, October 21-22, 1997.
112. Strand, J.P. and A. J. Sorensen “Marine Position Systems. In: Ocean Engineering Handbook” F. El-Hawari Ed., Chap. 3, pp. 163-176. CRS Press, USA, 2001.
113. Lee, C. H., “Wamit Theory Manual”, MIT Report 95-2, Dept. of Ocean Engineering, MIT, USA, 1995.
114. Ship Analytics, “Scientific Documentation”, Documentação Interna, Ciaga, Marinha do Brasil, 1992.
115. Sphaier, Sergio H., “Notas de Aula – Hidrodinâmica do Navio”, UFRJ, Rio de Janeiro, 2005.
116. Carvalho, Lílian Kawakami, “Sobre a Estabilização Global de Sistemas Não Lineares Via Equação de Riccati Dependente do Estado”, Dissertação de Mestrado, Departamento de Engenharia Elétrica, UFRJ, 2005.
117. Zhou, K., Doyle, J. C. & Glover, K., “Robust and Optimal Control”, Prentice–Hall, 1996.
118. Tannuri, E., “Desenvolvimento de Metodologia de Projeto de Sistema de Posicionamento Dinâmico Aplicado em Operações em Alto-Mar”, Tese de Doutorado, Escola Politécnica da Universidade de São Paulo, São Paulo, 2001.

119. Donha, D. C., “Sistemas de Controle Marítimo”, Dissertação de Livre-Docência, Escola Politécnica da Universidade de São Paulo, São Paulo, 2000.
120. Borges Filho, Álvaro de Miranda, “Controle Ótimo Robusto Aplicado ao Posicionamento de Plataformas Offshore em Águas Profundas”, Dissertação de Mestrado, Universidade Federal do Rio de Janeiro, Rio de Janeiro 1997.