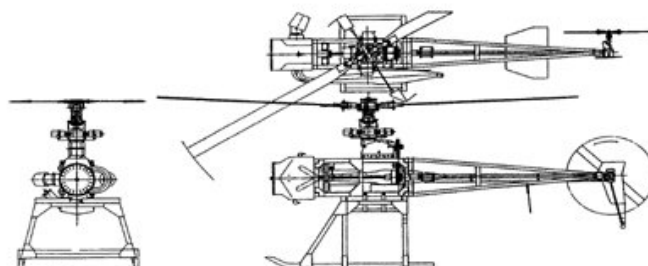


Pedro Kouri Paim



MODELAMENTO, SIMULAÇÃO E CONTROLE DE VEÍCULOS AUTÔNOMOS AÉREOS E SUBMARINOS

*Monografia apresentada ao Curso de
Engenharia Mecatrônica da Universidade de
Brasília como requisito parcial para a obtenção
do título de Engenheiro de Mecatrônica.*

Orientador: Prof. Geovany Araújo Borges (ENE)

Curso de Engenharia Mecatrônica
Departamento de Engenharia Elétrica
Faculdade de Tecnologia
Universidade de Brasília
Junho, 2005

Dedico à minha família.

Agradecimentos

Pela amizade e pelo apoio agradeço aos meus colegas, que me acompanharam durante estes cinco anos. Agradeço também à minha família, que permaneceu ao meu lado em todos os momentos, sendo meus maiores incentivadores.

Sou grato aos meus professores, em especial a Geovany A. Borges, Adolfo Bauchspiess, Flávia Sousa Aranha e Victor Hugo Casanova. Obrigado pelos ensinamentos e pelo exemplo de profissionalismo, respeito e dedicação. Cada um à sua maneira, todos contribuíram para o meu crescimento como engenheiro e como ser humano.

A Etienne Dombre, diretor do *Département Robotique* do LIRMM, e a Bruno Jouvencel ficam meus agradecimentos pela boa acolhida. Obrigado ainda a Lionel Lapierre e ao restante da equipe de robótica submarina pela colaboração e pela amizade.

Resumo

Modelamento, Simulação e Controle de Veículos Autônomos Aéreos e Submarinos

Autor: Pedro Kouri Paim

Orientador: Geovany Araújo Borges

Curso de Graduação em Engenharia Mecatrônica

Brasília, junho de 2005

Resumo: O manuscrito, apresentado em duas partes, trata do modelamento, simulação e controle de veículos autônomos submarinos e aéreos, apresentando ainda uma descrição da atualidade destes dois ramos. Inicialmente é abordado o problema de controle reativo de um robô submarino, utilizando o método das zonas virtuais deformáveis. Este método, desenvolvido inicialmente para o evitamento de obstáculos em robótica móvel, já teve sua aplicação estudada em outras áreas e aqui é estendido ao problema de um veículo autônomo que deve seguir uma tubulação submarina para inspeção. Um conjunto de resultados de simulação é apresentado.

A segunda parte do trabalho trata do modelamento matemático de um helicóptero autônomo e do desenvolvimento de um simulador para este veículo. O simulador, com elevado realismo gráfico, emprega o modelo dinâmico do helimodelo XCell-60, extraído da literatura. Controladores lineares foram implementados para estabilização de atitude e velocidade e seguimento de trajetórias, bem como alguns comandos de alto-nível. Futuramente, esta ferramenta deve ser utilizada para estudo de otimização de trajetórias, controladores não-lineares e servo-controle visual.

Abstract

Modeling, Simulation and Control of Autonomous Underwater and Aerial Vehicles

Author: Pedro Kouri Paim

Supervisor: Geovany Araújo Borges

Curso de Graduação em Engenharia Mecatrônica

Brasília, June, 2005

Abstract: The manuscript, which is presented in two parts, discusses the modeling, simulation and control of autonomous underwater and aerial vehicles, while presenting the state of the art of these two fields of research. First, it approaches the problem of reactive control of an underwater robot, using the *deformed virtual zones method*. This method, which was conceived for obstacle avoidance in mobile robotics, has had its applications investigated in other fields, and is extended here to the problem of an autonomous underwater vehicle following a pipeline for inspection, while fitted with a profiling sonar. A set of simulation results is presented.

The second part deals with the mathematical modeling of an autonomous helicopter and the development of a simulator. This highly realistic simulator employs the dynamics of the XCell-60 model helicopter, as found in literature. Linear controllers have been implemented for attitude and velocity stabilization, as well as path following and a few high-level commands. We envision the use of this simulation tool for the development of optimal trajectory generation algorithms, non-linear controllers and visual-servoing.

Conteúdo

1	Introdução	1
1.1	Objetivos	2
1.1.1	Parte I	2
1.1.2	Parte II	2
1.2	Organização do Manuscrito	2
I	Controle Baseado em Sensor de um Veículo Autônomo Submarino	5
2	A Atualidade da Robótica Submarina	7
2.1	O veículo teleoperado (ROV)	8
2.2	O veículo autônomo (AUV)	9
2.3	O AUV de intervenção	10
2.4	O TAIPAN	11
2.5	Atividades de pesquisa em Robótica Submarina	12
3	O Modelamento do AUV TAIPAN	15

3.1	Modelamento Cinemático	16
3.2	Modelamento Dinâmico	18
3.2.1	Dinâmica do Corpo Rígido	18
3.2.2	Forças e Momentos Hidrodinâmicos	19
3.2.3	Forças Restauradoras	20
4	Zonas Virtuais Deformáveis e Aplicação à Inspeção de Tubulações Submarinas	23
4.1	Descrição geral	23
4.1.1	Quantificação da Deformação	25
4.2	Aplicação da ZVD à inspeção de tubulações submarinas	26
4.2.1	Descrição da ZVD não-deformada	28
4.2.2	Cálculo da deformação em uma direção α	30
4.2.3	Discretização da ZVD e lei de controle	30
4.3	Procedimento de Simulação	31
4.3.1	Modelamento da Tubulação	32
4.3.2	Cálculo da Interseção	34
4.3.3	Cálculo das Leituras do Sonar	34
4.3.4	A Resposta Dinâmica do UAV	35
5	Conclusão da Parte I	37
II	Modelamento e Simulação de um Veículo Aéreo Autônomo	39
6	A Robótica Aérea	41
6.1	Contextualização	41
6.2	O projeto Carcarah	43
7	Dinâmica de Voo dos Helicópteros	47
7.1	Histórico	47
7.2	Aerodinâmica dos Helicópteros	48
7.2.1	Aerodinâmica de uma Asa	48

7.2.2	Dinâmica de Voo	50
7.3	Modelamento Matemático	51
7.3.1	Equações de Movimento	52
7.3.2	O Rotor Principal	53
7.3.3	O Rotor de Cauda	58
7.3.4	Forças e Momentos da Aleta Vertical	58
7.3.5	Forças e Momentos do Estabilizador Horizontal	59
7.3.6	Forças da Fuselagem	60
8	Desenvolvimento de um Simulador de Helimodelo	61
8.1	O Ambiente de Simulação	62
8.1.1	Perturbações Atmosféricas	64
8.1.2	Simplificações e Comentários	64
8.2	Estratégias de Controle	65
8.2.1	Estabilização de Atitude e Altitude	66
8.2.2	Controle de Velocidade	67
8.2.3	Controle de Trajetória	69
9	Conclusão da Parte II	73
	Bibliografia	75
A	Parâmetros do Modelo do TAIPAN II	79
A.1	Parâmetros Geométricos	79
A.2	Parâmetros de Inércia	79
A.3	Parâmetros Hidrodinâmicos	80
A.4	Parâmetros de Amortecimento	80
A.5	Peso e Empuxo	80
B	Parâmetros do Modelo do XCell-60	83
C	Técnicas de Integração Numérica	87
C.1	Integração de Euler	87

C.2	Runge-Kutta de 2a Ordem	87
C.3	Runge-Kutta de 4a Ordem	88

Lista de Figuras

2.1	Evolução das Profundidades de Prospeção de Petróleo em Alto Mar	8
2.2	Veículo teleoperado Hytec H300	9
2.3	Veículos Autônomos Submarinos	10
2.4	Um AUV de intervenção	11
2.5	Protótipos do AUV TAIPAN	12
3.1	Sistemas de coordenadas do TAIPAN	16
3.2	Sequência de Rotações Fundamentais	17
4.1	Deformação da ZVD	23
4.2	Redução da deformação por mudança de direção	25
4.3	Simulação de evitamento de obstáculos com AUV	26
4.4	TAIPAN II - Vista lateral com sonar	27
4.5	Projeção da ZVD sobre o plano do Sonar	27
4.6	Simulação Gráfica de seguimento de cano submarino	32
4.7	Resultados de Simulação - Sinal de controle, erro linear, erro angular	33
4.8	Laço de Simulação	33

6.1	UAVs de pesquisa	42
6.2	UAVs Comerciais	43
6.3	UAVs Militares	43
6.4	Primeira Plataforma Experimental	44
6.5	O Helimodelo Raptor 30	45
7.1	Aeronaves de asa rotativa	48
7.2	Forças na asa	49
7.3	Componentes de Interesse de um Helimodelo	50
7.4	Criação do fluxo induzido	51
7.5	Prato Cíclico do Rotor Principal	51
7.6	Flexão de uma pá do rotor - [Padfield 1996]	55
7.7	Modelo da Mola Central - [Padfield 1996]	56
7.8	Componentes de flexão das pás do rotor - [Padfield 1996]	57
8.1	Interações entre subsistemas no simulador - [Padfield 1996]	62
8.2	Simulador	63
8.3	Diagrama de Bode das perturbações atmosféricas	65
8.4	Respostas a degrau - Estabilização de Atitude e Altitude	67
8.5	Estrutura Hierárquica para Controle de Velocidade	68
8.6	Respostas a degrau - Controle de Velocidade Longitudinal	69
8.7	Respostas a degrau - Controle de Velocidade Lateral	70
8.8	Estrutura Hierárquica para Acompanhamento de Trajetórias	71
8.9	Seguimento de Trajetórias	71
C.1	Integração por Euler	88
C.2	Integração por Runge-Kutta de 2a Ordem	89
C.3	Integração por Runge-Kutta de 4a Ordem	90

Lista de Tabelas

2.1	Dimensões dos UAVs Taipan I e II	11
A.1	Parâmetros Geométricos	79
A.2	Centro de Gravidade	80
A.3	Tensor de Inércia	80
A.4	Massa Adicionada	81
A.5	Coefficientes de Amortecimento	81
A.6	Parâmetros Físicos	81
A.7	Peso e Empuxo	82
A.8	Centro de Empuxo	82
B.1	Parâmetros de Inércia	83
B.2	Parâmetros do Rotor Principal	84
B.3	Parâmetros da Dinâmica de Batimento das Pás	84
B.4	Parâmetros do Rotor de Cauda	84
B.5	Parâmetros da Fuselagem	85
B.6	Parâmetros da Aleta Vertical	85

B.7	Parâmetros do Estabilizador Horizontal	85
B.8	Parâmetros do Motor	85

Introdução

A robótica aérea e a robótica submarina são áreas de pesquisa aparentemente afastadas, mas entre as quais podem ser traçados muitos paralelos. Apesar das diferenças entre veículos autônomos aéreos e submarinos quanto a aspectos construtivos, diversas semelhanças podem ser encontradas na forma de seus modelos matemáticos e nas soluções encontradas para questões de controle, planejamento de missão e comunicação. O presente manuscrito apresentará um relato dos trabalhos realizados a respeito do modelamento dinâmico, simulação e controle destes veículos. Tendo sido realizados em dois contextos diferentes, os trabalhos serão apresentados em duas partes.

A primeira parte do manuscrito se refere ao trabalho realizado durante um estágio no LIRMM (*Laboratoire d'Informatique, de Robotique et de Microelectronique de Montpellier*), ligado à Université de Montpellier II, na França, entre os meses de Agosto de 2004 e Janeiro de 2005. Neste período, o autor participou das atividades do grupo de pesquisa em robótica submarina, além de desenvolver um trabalho a respeito do controle reativo de um robô autônomo submarino. Atualmente, o Laboratório de Controle e Visão Computacional (LCVC), do Departamento de Engenharia Elétrica da Universidade de Brasília, mantém um acordo de cooperação com o LIRMM, o que possibilitou a realização deste estágio.

A segunda parte é referente ao trabalho realizado entre os meses de março e junho de 2005, intitulado "Modelamento e Simulação de um Helicóptero em Escala Reduzida ". Este trabalho se insere no projeto de um veículo aéreo não-tripulado (UAV), atualmente em realização no Labora-

tório de Controle e Visão Computacional.

1.1 Objetivos

1.1.1 Parte I

Como objetivo à primeira parte deste trabalho foi proposta a extensão de um método de controle reativo ao problema de um veículo autônomo submarino que deve seguir uma tubulação. Este método, denominado método das *zonas virtuais deformáveis* (ZVD), consiste da definição de uma zona protetora ao redor do veículo, que é deformada pela intrusão de obstáculos. A reação do veículo é calculada de forma a minimizar esta deformação.

O método da ZVD foi concebido inicialmente para o evitamento de obstáculos com robôs móveis movendo-se em ambientes desconhecidos, mas sua aplicação já foi estudada em outras áreas, como a robótica aérea e submarina. A tarefa de aplicar este método ao seguimento de uma tubulação submarina envolve a concepção de uma nova configuração geométrica da ZVD, tal que o contínuo esforço para minimizar sua deformação faça com que o veículo siga a tubulação.

1.1.2 Parte II

A segunda parte deste trabalho surge da necessidade de um modelo matemático, que descreva o comportamento dinâmico do helimodelo autônomo, e de uma ferramenta de simulação a ser empregada no desenvolvimento de controladores para o veículo.

Para esta etapa, é proposto um estudo da dinâmica de voo dos helicópteros e a obtenção de um modelo matemático. Este modelo deverá fornecer as bases para a posterior identificação da dinâmica do helimodelo autônomo em desenvolvimento. A partir do modelo matemático obtido, é proposta a concepção de um simulador interativo, que permita visualizar o comportamento do veículo e que permita o estudo de controladores.

1.2 Organização do Manuscrito

Buscar-se-á inicialmente contextualizar o trabalho através de uma apresentação do estado-da-arte em robótica submarina, no Capítulo 2, onde serão descritas as características e aplicações dos principais tipos de veículos submarinos não-tripulados (UUVs). Será discutido sobre as aplicações comerciais destes veículos, bem como alguns obstáculos tecnológicos a serem vencidos.

Em seguida são apresentados os dois protótipos empregados no LIRMM, denominados TAIPAN I e II, e são descritas as atividades de pesquisa realizadas atualmente naquele laboratório. O Capítulo 3 descreve o modelamento dinâmico do veículo TAIPAN II.

O método das *Zonas Virtuais Deformáveis* é apresentado no Capítulo 4, onde é descrita sua formulação matemática e é mostrada sua aplicação tradicional para evitamento de obstáculos. Este método é então aplicado ao problema de um veículo autônomo submarino (AUV) que deve seguir uma tubulação submarina, munido de um sonar de perfilamento. São apresentados resultados de simulação e são feitas algumas considerações para desenvolvimentos futuros deste trabalho.

A Segunda Parte começa por uma descrição da atualidade da robótica aérea, Capítulo 6. São exemplificados alguns veículos de aplicação comercial e militar e são descritos alguns trabalhos de pesquisa realizados atualmente no ramo. Em seguida, fornece-se um histórico do projeto Carcarah, no qual este trabalho se insere.

O Capítulo 7 se inicia com um breve histórico das aeronaves de asa rotativa e em seguida introduz alguns conceitos de aerodinâmica e do funcionamento do helicóptero, importantes à compreensão do modelamento matemático que se segue. No modelamento matemático, são feitos os desenvolvimentos individuais correspondentes aos diversos elementos do helicóptero, chegando-se a um modelo com 14 variáveis de estado, 2 das quais se referem ao fenômeno de batimento das pás do rotor principal.

O ambiente de simulação desenvolvido é descrito no Capítulo 8, onde são mostrados algumas características de operação e são dadas algumas informações práticas a respeito de sua implementação. Em seguida, é dada uma descrição a respeito da arquitetura de controle elaborada. São descritos os métodos utilizados para controle de atitude, velocidade e seguimento de trajetórias, baseados em estruturas hierárquicas envolvendo controladores PID.

Considerações finais e perspectivas à evolução deste trabalho são descritas no Capítulo 9.

Parte I

Controle Baseado em Sensor de um Veículo Autônomo Submarino

A Atualidade da Robótica Submarina

Impulsionada pela crescente demanda por operações submarinas nos campos de telecomunicações e extração de óleo, a robótica submarina tem se desenvolvido rapidamente. Robôs submarinos, ou UUVs (Unmanned Underwater Vehicles) têm há muito estado presentes em operações comerciais, militares e em pesquisa oceanográfica. Esses veículos realizam missões tais como inspeção de equipamentos, recuperação de objetos, manutenção e detecção de minas a profundidades inatingíveis ou excessivamente arriscadas para veículos tripulados.

A Figura 2.1, extraída de [Whitcomb 2000], mostra a evolução das profundidades dos poços de prospecção de petróleo em alto mar. Observa-se que os poços, que não passavam de poucas centenas de metros na década de 80, já se aproximam de 2500 metros no ano de 2004. A Petrobras tem papel importante neste cenário.

Neste contexto, veículos autônomos submarinos, ou AUVs (Autonomous Underwater Vehicles) têm se apresentado como uma nova tendência em um meio tradicionalmente dominado pelos chamados ROVs (Remotely Operated Vehicles), que são comandados à distância por meio de um cabo umbilical. Avanços tecnológicos recentes indicam ainda que operações como inspeção de equipamentos, canalizações e cabos submarinos serão em breve realizadas rotineiramente por AUVs. Este fato motiva o desenvolvimento de algoritmos de guiamento e controle para a execução deste tipo de missão.

Os obstáculos técnicos a serem vencidos em robótica submarina diferem muito daqueles pre-

sentes em ambientes aéreos. A rápida atenuação de ondas eletromagnéticas dentro da água impede a comunicação por rádio, a navegação com auxílio de *sistemas de posicionamento global* (GPS) e a obtenção de imagens de vídeo além de uma pequena distância. Contornar estas limitações representa um desafio para a evolução e para o emprego prático de robôs submarinos.

2.1 O veículo teleoperado (ROV)

A maioria dos UUVs atuais são veículos operados remotamente, os denominados ROVs. Estes empregam um cabo umbilical para transmissão de potência e dados entre a 'nave-mãe' e o veículo. ROVs já são largamente utilizados em missões de instalação, manipulação e inspeção de equipamentos submarinos. Estas atividades requerem veículos grandes e robustos, de alta potência, equipados com câmeras de alta-resolução, braços robóticos e diferentes ferramentas para realização de uma variedade de operações especializadas.

A evolução dos ROVs para operação em águas cada vez mais profundas é vinculada ao tratamento de diversas questões tecnológicas. A limitação em profundidade de operação dos ROVs está ligada à transmissão de dados e potência pelo cabo umbilical. Cabos muito longos implicam grandes perdas de energia na transmissão. Estas perdas podem ser reduzidas através da utilização de cabos de maior diâmetro. No entanto, cabos muito espessos resultam em grande arrasto hidrodinâmico, interferindo na dinâmica do veículo. A distância de operação e diâmetro do cabo representam um compromisso de projeto. Esta limitação tem levado à construção de ROVs que operam a níveis mais baixos de energia.

Diversos tipos de acionamento já foram empregados, incluindo sistemas eletro-hidráulicos, onde um motor elétrico central aciona uma bomba para acionamento hidráulico de todos os atuadores. A tendência, no entanto, é que sistemas puramente elétricos predominem devido à sua maior eficiência energética [Whitcomb 2000].

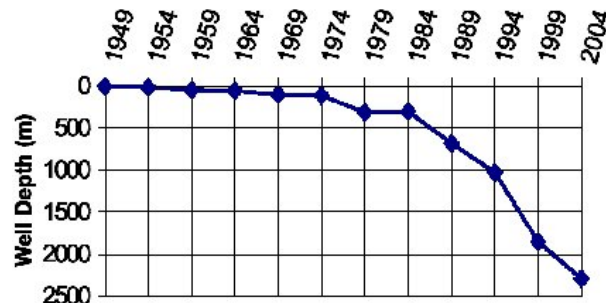


Figura 2.1: Evolução das Profundidades de Prospecção de Petróleo em Alto Mar



Figura 2.2: Veículo teleoperado Hytec H300

A Figura 2.2 mostra o ROV H300, um modelo comercial produzido pela Hytec¹. Este é um veículo leve utilizado para inspeções a profundidades de até 300m. Ele pode ser equipado com diversos acessórios, como braços manipuladores ou sonares de navegação para a realização de tarefas específicas.

2.2 O veículo autônomo (AUV)

Veículos autônomos submarinos, ou AUVs (*Autonomous Underwater Vehicles*), apesar de terem aplicação comercial limitada atualmente, são objeto de intensa pesquisa em laboratórios ao redor do mundo. Em breve estes veículos realizarão rotineiramente missões de inspeção de equipamentos, tubulações e cabo e mapeamento de regiões submarinas, atendendo às demandas da indústria petrolífera e de telecomunicações.

O Remus ², Figura 2.3 (a), é um AUV de baixo custo e tamanho reduzido, disponível comercialmente. A Figura 2.3 (b) mostra um AUV desenvolvido para pesquisa pela *Naval Postgraduate School*, na Califórnia.

Por não estarem fisicamente ligados à nave-mãe, a operação eficiente dos AUVs encontra ainda problemas adicionais referentes a armazenamento de energia e transmissão de dados. Devido à rápida atenuação de ondas eletromagnéticas na água, a comunicação acústica se torna a única alternativa viável. No entanto, ela ainda impõe sérias limitações. Esta forma de comunicação é principalmente limitada pela velocidade de propagação do som na água, por volta de 1500m/s, e pelo aumento da atenuação com a frequência do som. Assim, a comunicação acústica sempre sofre um atraso, devido à velocidade de propagação, e sua banda decresce em função do alcance.

Mais um grande desafio para o projeto de AUVs está em sua navegação e controle. Estes requerem informações confiáveis sobre a localização e atitude do veículo, o que é obtido através

¹www.hytec.fr

²www.hidroidinc.com



Figura 2.3: Veículos Autônomos Submarinos

de complexos sistemas de fusão sensorial. O controle de alto-nível, permitindo a programação de combinações de tarefas como navegação, seguimento de fundo ou retorno à base, ainda constitui objeto de intensa pesquisa.

Devido à dificuldade de se encontrar parâmetros precisos para os modelos dinâmicos de veículos submarinos, é muito comum a prática de métodos de controle robusto, em particular o controle deslizante. Aplicações de controle deslizante de primeira ordem em AUVs são descritas em [Healey e Lienard 1993] [Cristi, Papoulias-Fotis e Healey 1990] [Rodrigues, Tavares e Prado 1996]. [Pan-Mook, Seok-Won e Yong-Kon 1999] apresenta a utilização de controle quasi-deslizante no plano vertical como solução para realização de controle baseado em sensor para seguimento de fundo, utilizando sonares que fornecem leituras em intervalos de tempo longos e irregulares.

Além do controle deslizante, diversos métodos vêm sendo investigados para o controle de AUVs, como o PID [Jalving 1994], o controle Fuzzy [Debitetto 1995], controle Fuzzy-deslizante [LePage e Holappa 2000] e controle por redes neurais [Kawano e Ura 2002] .

A arquitetura de sensores em AUVs e o problema de controle baseado em sensor para seguimento de fundo são abordados em [Santos 1995] e [Creuze 2002]. [Martins-Encarnação 2002] trata da geração de trajetórias e a coordenação de um veículo autônomo submarino e um veículo autônomo de superfície.

2.3 O AUV de intervenção

Grupos de pesquisa ao redor do mundo vêm desenvolvendo um novo tipo de veículo submarino que alia as capacidades dos veículos autônomos com aqueles teleoperados, é o chamado AUV de intervenção. Este é um veículo autônomo equipado com manipuladores, podendo assim assumir funções geralmente atribuídas aos ROVs.



Figura 2.4: Um AUV de intervenção

É um conceito atraente por apresentar as vantagens tanto dos veículos autônomos quanto dos teleoperados. No entanto, possuem também o conjunto de seus problemas de operação e apresenta desafios adicionais no projeto de seu sistema de controle. [Weiss et al. 2003] descreve um exemplo deste tipo de veículo, o FreeSub³, construído em cooperação entre diversas instituições de pesquisa da União Européia. O veículo é mostrado na Figura 2.4.

2.4 O TAIPAN

O LIRMM conta hoje com dois protótipos de veículos autônomos submarinos, denominados TAIPAN I e II. Ambos são AUVs de baixo custo, de forma cilíndrica. Diferenciam-se entre si pelas dimensões e pelo hardware embarcado. A Tabela 2.1 mostra as dimensões e peso dos dois protótipos.

A propulsão de ambos os veículos é feita por um motor elétrico, e eles são manobrados através de conjuntos de aletas verticais e horizontais na popa e horizontais na proa. As aletas horizontais na proa são uma especificidade do TAIPAN, que o permitem operar a velocidades tão baixas quanto 2 nós e que o capacitam a controlar sua profundidade a cabeceio nulo através da coordenação dos conjuntos anterior e posterior de aletas. Isto o habilita a operação em águas tão rasas quanto 15 m.

³www.freesub.soton.ac.uk

Tabela 2.1: Dimensões dos UAVs Taipan I e II

-	Comprimento	Diâmetro	Peso
TAIPAN I	1,66 m	0,15 m	25kg
TAIPAN II	1,80 m	0,20 m	60kg

Ambos utilizam baterias NiMH 48V/16Ah. Seus sistemas de navegação inercial contam com inclinômetros, magnetômetros e girômetros, sensores de pressão e receptores GPS para localização em superfície. O hardware embarcado do protótipo TAIPAN I é baseado em um transputer INMOS T805 com componentes adicionais dedicados a conversão A/D, comunicação serial RS232, geração de sinal PWM e I/O digital. Uma descrição detalhada do veículo é fornecida em [Vaganay, Jouvencel e Lépinay 1998]. Sua foto é mostrada na Figura 2.5(a). Na Figura 2.5(b) é mostrado o TAIPAN II, versão mais recente construída em cooperação com uma empresa de tecnologia submarina, tem seu sistema baseado em um computador PENTIUM III. O veículo é equipado com um sistema Loch Doppler. Ele conta ainda com um enlace por radiofrequência (WiFi) e um modem acústico para comunicação. O TAIPAN II utiliza ainda três sensores acústicos para evitamento de obstáculos.



(a) TAIPAN I



(b) TAIPAN II

Figura 2.5: Protótipos do AUV TAIPAN

2.5 Atividades de pesquisa em Robótica Submarina

Atualmente o grupo de robótica submarina no LIRMM concentra seus esforços na área de controle robusto, controle de alto nível e coordenação de frotas de AUVs. A aplicação de controladores em modo deslizante de ordem superior, empregando técnicas como o *twisting* e *super twisting*, foi descrita em [Salgado-Jimenez 2004][Salgado-Jimenez et al. 2004].

A integração das linhas de pesquisa em controle embarcado e navegação se dará quando uma tarefa complexa for realizada de forma eficiente por uma frota de AUVs. Uma aplicação vislumbrada é a inspeção de tubulações submarinas por um par de veículos que se auxiliam e trocam informações. A frota de AUVs seria lançada a partir de um barco, que faria o papel de nave-mãe. Um primeiro AUV faria o papel de líder, realizando a inspeção do cano submarino, seguindo-o a curta distância e coletando dados. Estes dados seriam retransmitidos ao segundo AUV, o seguidor, que estaria a uma profundidade menor. A períodos definidos, o AUV seguidor retornaria à

superfície para retransmitir os dados à nave-mãe, ao mesmo tempo em que receberia o sinal de GPS, atualizando sua estimativa de posição.

A utilização de uma frota de AUVs ao invés de um só traria benefícios em eficiência e economia energética. A presença do AUV seguidor mais próximo da superfície eliminaria a necessidade que o veículo principal emergisse frequentemente para retransmitir informações e receber o sinal de GPS. Esse procedimento requereria a cada vez que o AUV percorresse uma grande distância até a superfície. Espera-se assim que a eliminação desta necessidade represente considerável economia de energia.

Outro fato é que a inspeção de tubulações submarinas requer grande gasto de energia para operação do sonar. Em uma situação onde mais de um veículo fosse utilizado, eles poderiam alternar entre si o papel de líder e seguidor, de forma a melhor aproveitar a energia. Isto poderia aumentar a autonomia da frota.

O Modelamento do AUV TAIPAN

De acordo com a prática comum em Robótica Submarina, as equações do modelo dinâmico a seis graus de liberdade do veículo TAIPAN são representadas com o auxílio de um sistema de coordenadas global e um local [Fossen 1994] (c.f., Figura 3.1). Este padrão é proposto pela SNAME (Society of Naval Architects and Marine Engineers).

O sistema de coordenadas local é em geral localizado no centro de massa do veículo, e é definido de tal forma que seus eixos coincidam com seus eixos principais de inércia. Desta forma, tira-se vantagem da simetria do veículo conduzindo a um modelo mais simples. Este sistema tem componentes de movimento dadas pelo vetor de velocidades lineares $v_1 = [u, v, w]^T$ e angulares $v_2 = [p, q, r]^T$. O vetor geral de velocidades é então dado por:

$$\mathbf{v} = [\mathbf{v}_1^T, \mathbf{v}_2^T] = [u, v, w, p, q, r]^T. \quad (3.1)$$

O vetor de posição $\eta_1 = [x, y, z]^T$ e orientação $\eta_2 = [\phi, \theta, \psi]^T$ é expresso em relação ao sistema absoluto. Em sua forma geral

$$\eta = [\eta_1^T, \eta_2^T] = [x, y, z, \phi, \theta, \psi]^T, \quad (3.2)$$

na qual ϕ representa o ângulo de rolagem, θ o ângulo de cabeceio e ψ a guinada.

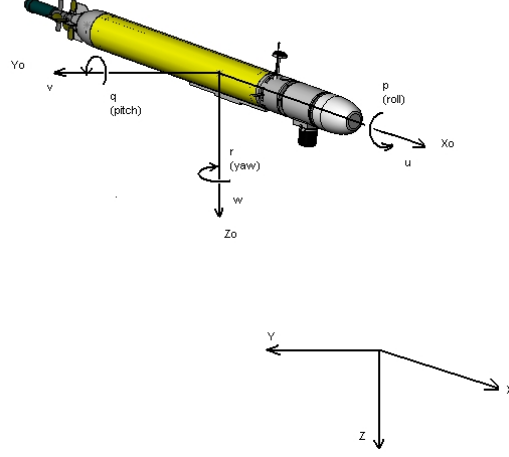


Figura 3.1: Sistemas de coordenadas do TAIPAN

3.1 Modelamento Cinemático

A velocidade do veículo em relação ao sistema de coordenadas global é dada pela seguinte *transformação de velocidades lineares*:

$$\dot{\eta}_1 = \mathbf{J}_1(\eta_2)v_1. \quad (3.3)$$

Esta relação expressa as velocidades $[\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}]$ no sistema de coordenadas global como uma função das velocidades no sistema local $[u, v, w]$ e de seus ângulos de Euler $[\phi, \theta, \psi]$. $\mathbf{J}_1(\eta_2)$ é uma matriz de transformação obtida por rotações fundamentais sucessivas:

$$\mathbf{J}_1(\eta_2) = \mathbf{C}_{z,\psi}^T \mathbf{C}_{y,\theta}^T \mathbf{C}_{x,\phi}^T; \quad (3.4)$$

onde as rotações fundamentais são dadas por ¹:

$$\mathbf{C}_{x,\phi} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c\phi & s\phi \\ 0 & -s\phi & c\phi \end{bmatrix}; \quad \mathbf{C}_{y,\theta} = \begin{bmatrix} c\theta & 0 & -s\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ s\theta & 0 & c\theta \end{bmatrix}; \quad \mathbf{C}_{z,\psi} = \begin{bmatrix} c\psi & s\psi & 0 \\ -s\psi & c\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}. \quad (3.5)$$

Em sua forma expandida, a matriz de transformação de velocidades lineares é dada por:

$$\mathbf{J}_1(\eta_2) = \begin{bmatrix} c\psi c\theta & -s\psi c\phi + c\psi s\theta s\phi & s\psi s\phi + s\psi c\phi s\theta \\ -s\psi c\theta & c\psi c\phi + s\phi s\theta s\psi & c\theta s\phi \\ -s\theta & c\theta s\phi & c\theta c\phi \end{bmatrix} \quad (3.6)$$

¹Utiliza-se a notação simplificada: $c\alpha = \cos \alpha$ e $s\alpha = \sin \alpha$

O cálculo das velocidades no referencial local a partir daquelas no referencial global utiliza a transformação inversa de velocidades lineares:

$$\mathbf{J}_1^{-1}(\eta_2) = \mathbf{J}_1^T(\eta_2) = \mathbf{C}_{x,\phi} \mathbf{C}_{y,\theta} \mathbf{C}_{z,\psi}; \quad (3.7)$$

Em sua forma expandida:

$$\mathbf{J}_1^{-1}(\eta_2) = \begin{bmatrix} c\psi c\theta & -s\psi c\theta & -s\theta \\ -s\psi c\phi + c\psi s\theta s\phi & c\psi c\phi + s\phi s\theta \psi & c\theta s\phi \\ s\psi s\phi + s\psi c\phi s\theta & c\theta s\phi & c\theta c\phi \end{bmatrix} \quad (3.8)$$

A orientação do sistema de coordenadas local em relação ao sistema global obtido através de rotações fundamentais sucessivas, como mostrado na Figura 3.2:

$$\mathbf{v}_2 = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \mathbf{C}_{x,\phi} \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} + \mathbf{C}_{x,\phi} \mathbf{C}_{y,\theta} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \mathbf{J}_{\eta_2}^{-1} \dot{\eta}_2 \quad (3.9)$$

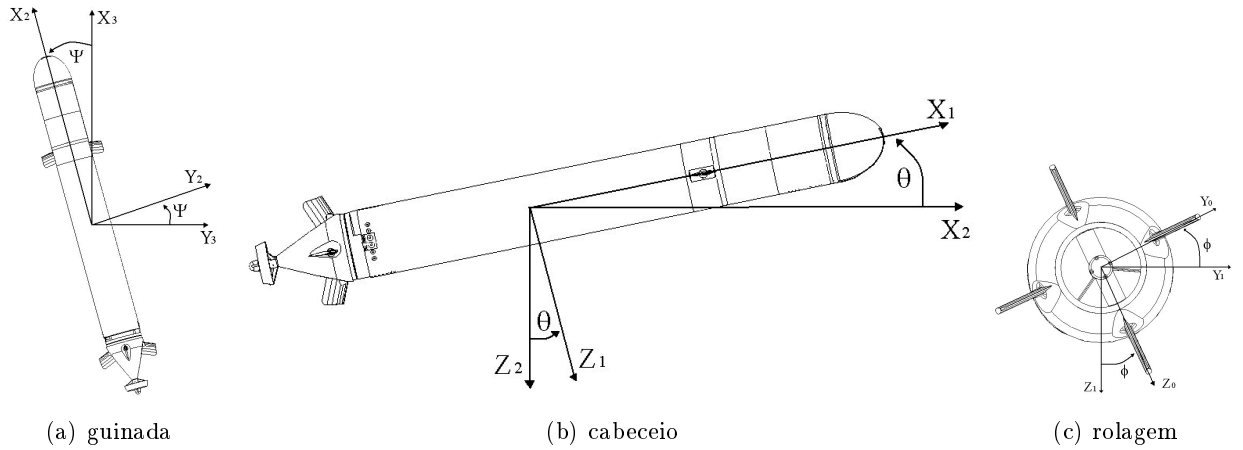


Figura 3.2: Sequência de Rotações Fundamentais

As matrizes de transformação angulares são:

$$\mathbf{J}_2^{-1}(\eta_2) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -s\theta \\ 0 & c\phi & c\theta s\phi \\ 0 & -s\phi & c\theta c\phi \end{bmatrix} \Rightarrow \mathbf{J}_2(\eta_2) = \begin{bmatrix} 1 & s\phi t\theta & c\phi t\theta \\ 0 & c\phi & -s\phi \\ 0 & -s\phi/c\theta & c\phi/c\theta \end{bmatrix} \quad (3.10)$$

Os resultados acima podem ser resumidos na seguinte equação vetorial:

$$\begin{bmatrix} \dot{\eta}_1 \\ \dot{\eta}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{J}_1(\eta_2) & 0 \\ 0 & \mathbf{J}_2(\eta_2) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{v}_1 \\ \mathbf{v}_2 \end{bmatrix}, \quad (3.11)$$

3.2 Modelamento Dinâmico

O movimento dos veículos submarinos é governado por componentes de inércia, por acelerações de coriolis, forças centrífugas e forças hidrodinâmicas, que são provocadas por transferências de energia entre o fluido e o veículo devido ao deslocamento relativo entre eles. Para levar em conta a inércia do fluido ao redor do veículo, ou seja, a transferência de energia cinética entre o veículo e o fluido, emprega-se o conceito de massa adicionada.

A dinâmica do veículo é descrita pelas seis equações não-lineares do movimento de corpos rígidos, segundo a formulação de *Newton-Euler*:

$$m[\dot{u} - vr + wq - x_G(q^2 + r^2) + y_G(pq - \dot{r}) + z_G(pr - \dot{q})] = X; \quad (3.12)$$

$$m[\dot{v} - wp + ur - y_G(r^2 + p^2) + z_G(qr - \dot{p}) + x_G(qp - \dot{r})] = Y; \quad (3.13)$$

$$m[\dot{w} - uq + vp - z_G(p^2 + q^2) + x_G(rp - \dot{q}) + y_G(rq - \dot{p})] = Z; \quad (3.14)$$

$$I_{xx}\dot{p} + (I_{zz} - I_{yy})qr - (\dot{r} + pq)I_{xz} + (r^2 - q^2)I_{yz} + \dots \\ (pr - \dot{q})I_{xy} + m[y_G(\dot{w} - uq + vp) - z_G(\dot{v} - wp + ur)] = K; \quad (3.15)$$

$$I_{yy}\dot{q} + (I_{xx} - I_{zz})rp - (\dot{p} + qr)I_{xy} + (p^2 - r^2)I_{zx} + \dots \\ (qp - \dot{r})I_{yz} + m[z_G(\dot{u} - vr + wq) - x_G(\dot{w} - uq + vp)] = M; \quad (3.16)$$

$$I_{zz}\dot{r} + (I_{yy} - I_{xx})pq - (\dot{q} + rp)I_{yz} + (q^2 - p^2)I_{xy} + \dots \\ (rq - \dot{p})I_{zx} + m[x_G(\dot{v} - wp + ur) - y_G(\dot{u} - vr + wq)] = N \quad (3.17)$$

$$(3.18)$$

Aqui, os termos à esquerda representam as forças e torques inerciais, de coriolis e centrífugos. Os termos à direita são as forças externas aplicadas ao veículo, compreendendo as forças hidrodinâmicas, gravitacionais e aquelas exercidas pelos atuadores.

As equações não-lineares de *Newton-Euler* podem ser expressas de forma compacta através da equação matricial [Fossen 1994]:

$$\mathbf{M}\dot{\mathbf{v}} + \mathbf{C}(\mathbf{v})\mathbf{v} + \mathbf{D}(\mathbf{v})\mathbf{v} + \mathbf{g}(\eta) = \boldsymbol{\tau}; \quad (3.19)$$

onde $\mathbf{M} = \mathbf{M}_{\text{RB}} + \mathbf{M}_{\text{A}}$ é a matriz de inércia com massa adicionada, $\mathbf{C} = \mathbf{C}_{\text{RB}} + \mathbf{C}_{\text{A}}$ é a matriz de Coriolis e termos centrípetos, com massa adicionada, $\mathbf{D}$ é a matriz de amortecimento, $\mathbf{g}$ é o vetor de forças e momentos gravitacionais e $\boldsymbol{\tau}$ é o vetor de forças e torques dos atuadores, para os quais utilizam-se modelos lineares.

3.2.1 Dinâmica do Corpo Rígido

A matriz de componentes inerciais é dada por:

$$\mathbf{M}_{RB} = \begin{bmatrix} m & 0 & 0 & 0 & mz_G & -my_G \\ 0 & m & 0 & -mz_G & 0 & mx_G \\ 0 & 0 & m & my_G & -mx_G & 0 \\ 0 & -mz_G & my_G & I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ mz_G & 0 & -mx_G & -I_{yx} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -my_G & mx_G & 0 & I_{zx} & -I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix}. \quad (3.20)$$

Os termos centrípetos e de coriólis aos quais o veículo é submetido são expressos pela seguinte matriz:

$$\mathbf{C}_{RB} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & \dots \\ 0 & 0 & 0 & \dots \\ 0 & 0 & 0 & \dots \\ -m(y_G q + z_G r) & m(y_G p - w) & m(z_G p - v) & \dots \\ m(x_G q - w) & -m(z_G r + x_G p) & m(z_G q - u) & \dots \\ m(x_G r + v) & m(y_G r - u) & -m(x_G p + y_G q) & \dots \end{bmatrix} \quad (3.22)$$

$$\dots \begin{bmatrix} m(y_G q + z_G r) & -m(x_G q - w) & -m(x_G r - v) \\ -m(y_G p - w) & m(z_G r + x_G p) & -m(y_G r - u) \\ -m(z_G p - v) & -m(z_G q + u) & m(x_G p + y_G q) \\ 0 & -I_{yz} q - I_{xz} p + I_{zz} r & I_{yz} r + I_{xy} p - I_{yy} q \\ I_{yz} q + I_{xz} p - I_{zz} r & 0 & -I_{yz} r - I_{xy} p + I_{yy} q \\ -I_{yz} r - I_{xy} p + I_{yy} q & I_{xz} r - I_{xy} q - I_{xx} p \end{bmatrix}.$$

3.2.2 Forças e Momentos Hidrodinâmicos

Os esforços causados pela inércia do fluido no qual o veículo está imerso, geralmente interpretados como *massa adicionada* são expressos pela matriz $\mathbf{M}_a$, chamada *matriz de inércia adicionada*, e pela matriz $\mathbf{C}_a$, que representa as forças hidrodinâmicas de coriólis e centrífugas devido à inércia adicionada.

Os coeficientes destas matrizes são estimados analiticamente a partir da densidade e viscosidade do fluido e da geometria do veículo, e se encontram listados no apêndice A.

$$\mathbf{M}_A = - \begin{bmatrix} X_{\dot{u}} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & Y_{\dot{v}} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & Z_{\dot{w}} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & K_{\dot{p}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & M_{\dot{q}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & N_{\dot{r}} \end{bmatrix}. \quad (3.23)$$

$$\mathbf{C}_A = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & -Z_{\dot{w}}w & Y_{\dot{v}}v \\ 0 & 0 & 0 & Z_{\dot{w}}w & 0 & -X_{\dot{u}}u \\ 0 & 0 & 0 & -Y_{\dot{v}}v & X_{\dot{u}}u & 0 \\ 0 & -Z_{\dot{w}}w & Y_{\dot{v}}v & 0 & -N_{\dot{r}}r & M_{\dot{q}}q \\ Z_{\dot{w}}w & 0 & -X_{\dot{u}}u & N_{\dot{r}}r & 0 & K_{\dot{p}}p \\ Y_{\dot{v}}v & X_{\dot{u}}u & 0 & M_{\dot{q}}q & K_{\dot{p}}p & 0 \end{bmatrix}. \quad (3.24)$$

Assim como forças e torques por *massa adicionada*, as transferências de energia entre o veículo e o fluido também têm efeitos de amortecimento, que são resumidos na seguinte matriz, estritamente negativa:

$$\mathbf{D}_A = - \begin{bmatrix} X_{uu}|u| & 0 & 0 \\ 0 & Y_{vv}|v| + uY_{vu} & 0 \\ 0 & 0 & Z_{ww}|w| + uZ_{uw} & \dots \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & uM_{uw} \\ 0 & uN_{ur} & 0 \end{bmatrix} \dots \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & uY_{ur} \\ 0 & uZ_{uq} & 0 \\ K_{pp}|p| & 0 & 0 \\ 0 & M_{qq}|q| + uM_{uq} & 0 \\ 0 & 0 & N_{rr}|r| + uN_{ur} \end{bmatrix}. \quad (3.26)$$

3.2.3 Forças Restauradoras

Em hidrodinâmica, forças gravitacionais e de flutuação são chamadas *forças restauradoras*. Considera-se que a força gravitacional atue sobre o centro de gravidade $\mathbf{r}_G = [x_G, y_G, z_G]$ do veículo e que a força de flutuação atue sobre o centro de empuxo $\mathbf{r}_B = [x_B, y_B, z_B]$, de acordo com o princípio de Arquimedes. As forças restauradoras são expressas pela matriz:

$$\mathbf{g}_\eta = \begin{bmatrix} (WW - BB) \sin \theta \\ -(WW - BB) \cos \theta \sin \phi \\ -(WW - BB) \cos \theta \cos \phi \\ -(y_G WW - y_B BB) \cos \theta \cos \phi + (z_G WW - z_B BB) \cos \theta \cos \phi \\ (z_G WW - z_B BB) \sin \theta + (x_G WW - x_B BB) \cos \theta \cos \phi \\ -(x_G WW - x_B BB) \cos \theta \sin \phi - (y_G WW - y_B BB) \sin \theta \end{bmatrix}; \quad (3.27)$$

onde WW é o peso do veículo e BB é o empuxo.

Zonas Virtuais Deformáveis e Aplicação à Inspeção de Tubulações Submarinas

4.1 Descrição geral

O método das Zonas Virtuais Deformáveis (ZVD) é uma técnica de controle reativo desenvolvida no LIRMM originalmente para o evitamento de obstáculos em robótica móvel [Zapata 1991],

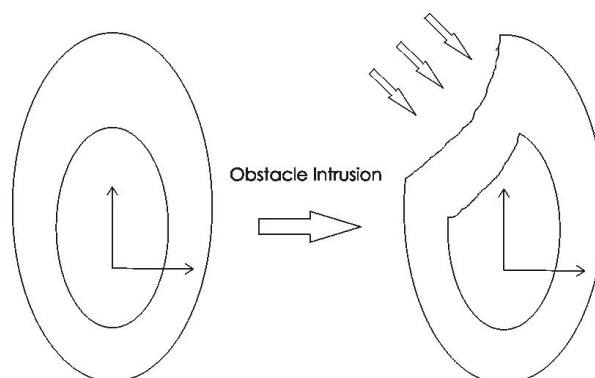


Figura 4.1: Deformação da ZVD

mas cuja aplicação já foi estudada em robótica aérea [Zapata e Lépinay 1998]. Outras aplicações de controle reativo são descritas em [Creuze 2002], [Zapata, Lépinay e Thompson 1994] e [Lépinay, Zapata e Jouvencel 1993].

O método consiste no modelamento de uma zona protetora imaginária ao redor do robô, cujos parâmetros dependem do estado deste. A aproximação de objetos é detectada por sensores de proximidade. Quando algum objeto penetra nesta zona, causa uma deformação. E o sinal de controle é calculado de forma que o robô reaja no sentido que minimizará esta deformação.

Para aplicação em evitamento de obstáculos, modela-se a ZVD em geral como uma elipse, no caso bidimensional, ou um elipsóide, no caso tridimensional. Os parâmetros desta elipse dependem do estado do robô. Esta pode portanto ser maior quando o robô estiver se movendo em alta velocidade, o que representaria uma maior cautela para detecção de obstáculos.

A maior vantagem do método das zonas virtuais deformáveis é o fato que ele não necessita de modelamento dos obstáculos, mas apenas da interação entre o ambiente e o veículo. Após a definição matemática da ZVD e de seu comportamento, o cálculo do sinal de controle é relativamente simples.

A Figura 4.1 ilustra uma situação em que um robô que, ao se mover pelo ambiente, se aproxima de um obstáculo. Este obstáculo causa então uma deformação na ZVD. Esta deformação pode ser minimizada pelo robô por uma combinação de duas ações: uma redução de velocidade e uma mudança de direção. A Figura 4.2 mostra uma tentativa de minimizar a deformação da ZVD através da mudança na direção do robô.

A descrição matemática da ZVD é uma soma de dois termos, caracterizando a interação entre o robô e seu ambiente:

$$\Xi = \Xi_h + \Delta; \quad (4.1)$$

onde Ξ_h representa uma zona protetora não-deformada e Δ representa uma deformação nesta zona devido à intrusão de informação.

A geometria desta zona é função de um vetor π , que caracteriza os graus de liberdade controláveis do robô:

$$\Xi_h = \rho_{\Xi}(\pi). \quad (4.2)$$

A deformação depende da intrusão de informação de proximidade e da configuração não-deformada da zona protetora:

$$\Delta = \alpha(\Xi_h, I). \quad (4.3)$$

A derivada desta deformação é dada por:

$$\dot{\Delta} = \left(\frac{\partial \alpha}{\partial \Xi_h}(\Xi_h, I) \times \rho_{\Xi}^T(\pi) \right) \dot{\pi} + \frac{\partial \alpha}{\partial I}(\Xi_h, I) \dot{I}. \quad (4.4)$$

Observa-se que a variação de deformação na zona virtual é determinada por dois componentes. O primeiro é consequência do vetor $\dot{\pi}$, que representa a variação das variáveis controláveis do

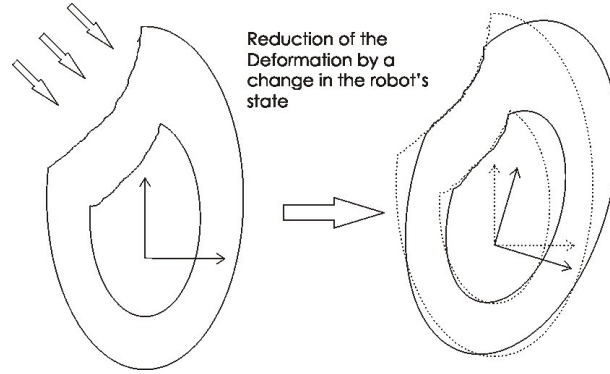


Figura 4.2: Redução da deformação por mudança de direção

robô. O segundo, $\dot{I}$, é provocado pelo próprio ambiente. O objetivo do método das Zonas Virtuais Deformáveis é calcular o vetor de controle $\dot{\pi}$ de forma a minimizar a deformação.

A evolução completa da deformação também pode ser expressa por:

$$\dot{\Delta} = A(\pi, I) \dot{\pi} + B(\pi, I) \dot{I}. \quad (4.5)$$

O primeiro passo para o cálculo da lei de controle é determinar uma evolução desejada para a deformação. Uma solução apropriada é uma soma ponderada da deformação e sua derivada no tempo:

$$\nabla = -M\Delta - N\dot{\Delta}. \quad (4.6)$$

Lembrando que $A(\pi, I)$ é a função que relaciona a variação do movimento do robô com a variação da deformação na ZVD, o sinal de controle que minimiza esta deformação é calculado por:

$$\phi_{best} = A^+ \cdot \nabla; \quad (4.7)$$

onde $A^+ = (A^T A)^{-1} A^T$ é a pseudo-inversa de Moore-Penrose de $A(\pi, I)$.

A simulação mostrada na Figura 4.3 emprega os princípios apresentados. Ela representa um único AUV que se move em um ambiente desconhecido numa tentativa de atingir um ponto destino, passando por um ponto intermediário. O ponto inicial, ponto intermediário e destino, a velocidade do robô e o número de sensores de proximidade são determinados pelo usuário, assim como número de obstáculos, representados por círculos maiores. Esta figura ilustra o desempenho satisfatório da ZVD obtido a baixo custo computacional.

4.1.1 Quantificação da Deformação

No caso geral da ZVD para evitamento de obstáculos, a deformação em uma direção α é calculada como a diferença entre o raio da ZVD não-deformada $\rho(\alpha)$ e a leitura do sensor de proximidade

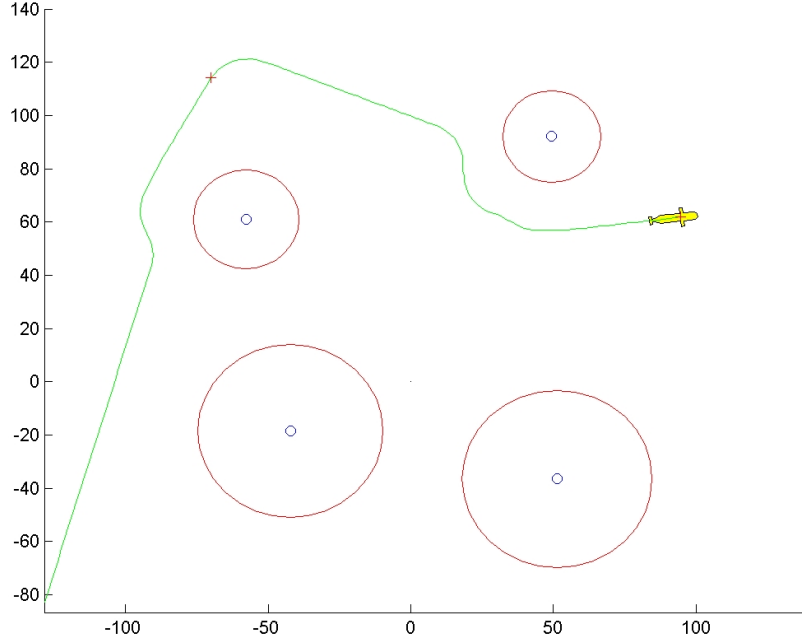


Figura 4.3: Simulação de evitamento de obstáculos com AUV

$d(\alpha)$:

$$Y(\alpha) = \begin{cases} \rho(\alpha) - d(\alpha), & \text{se } d(\alpha) < \rho(\alpha); \\ 0, & \text{se } d(\alpha) > \rho(\alpha). \end{cases} \quad (4.8)$$

A deformação total é então calculada como:

$$\Delta = \int_0^{2\pi} Y(\alpha) d\alpha. \quad (4.9)$$

No caso discreto, onde o veículo é equipado com sensores que fornecem n leituras de proximidade em ângulos $[\alpha_1, \alpha_2, \dots, \alpha_n]$, a deformação total é calculada pelo somatório das deformações em cada direção:

$$\Delta = \sum_{i=1}^n Y(\alpha_i). \quad (4.10)$$

4.2 Aplicação da ZVD à inspeção de tubulações submarinas

A extensão da ZVD para a inspeção de canos submarinos começa pela concepção de uma nova configuração tal que o esforço contínuo para se minimizar sua deformação faça com que o robô

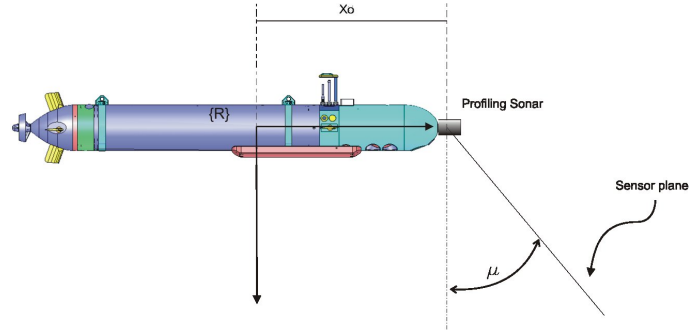


Figura 4.4: TAIPAN II - Vista lateral com sonar

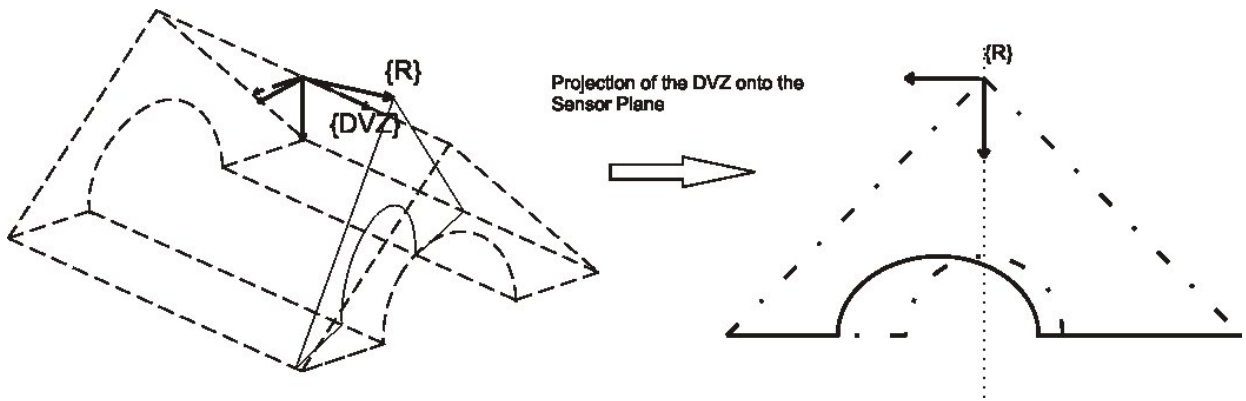


Figura 4.5: Projeção da ZVD sobre o plano do Sonar

siga o cano. Assim, a configuração escolhida tem uma cavidade cilíndrica abaixo do AUV. Caso o robô saia da trajetória, o cano se torna desalinhado com a cavidade, deformando a zona virtual.

Considera-se que o AUV esteja equipado com um sonar de perfilamento, acoplado à sua cabeça, tal que forneça leituras do perfil do cano e da superfície do fundo do mar. A figura 4.4 mostra o veículo TAIPAN II equipado com um sonar de perfilamento. μ é o ângulo de avanço do plano de leitura do sonar, x_0 é a distância entre a origem do sistema de coordenadas local e o sonar, ao longo do eixo x .

Como o sonar de perfilamento só fornece informação de proximidade sobre um plano perpendicular ao seu eixo, a lei de controle deve ser calculada a partir da projeção da ZVD sobre este plano. A Figura 4.5 mostra a configuração tridimensional da ZVD para seguimento de cano submarino e sua projeção sobre o plano do sonar. $\{R\}$ representa um sistema de coordenadas fixo ao robô, e $\{ZVD\}$ um sistema fixo à ZVD.

É necessário encontrar uma expressão analítica para a ZVD e derivá-la com respeito aos estados controláveis do AUV. O resultado desta derivação deve refletir a mudança do raio da ZVD na direção de cada sensor individual como consequência do deslocamento do sistema de coordenadas

fixo ao robô e daquele fixo à ZVD.

4.2.1 Descrição da ZVD não-deformada

A equação cartesiana da projeção da ZVD não deformada sobre o plano dos sensores é:

$$\left(\frac{y_{DVZ} - \sin \psi (x_0 + z_0 \tan \mu)}{a}\right)^2 + \left(\frac{z_{DVZ} - z_0}{b}\right)^2 = 1. \quad (4.11)$$

Esta equação descreve a projeção da cavidade semi-circular da ZVD sobre o plano dos sensores e reflete sua variação causada por uma mudança nos estados do veículo. A cavidade se torna elíptica e se desloca de sua posição original. Os eixos da elipse são expressos por a e b , que são funções de μ e dos ângulos de cabeceio e guinada do veículo com respeito ao sistema de coordenadas da ZVD:

$$a = R / \cos \psi; \quad (4.12)$$

$$b = R / \cos(\theta + \mu). \quad (4.13)$$

Nós transformamos a expressão para coordenadas polares, de forma a obter diretamente o raio da ZVD em cada direção α :

$$y_{DVZ}^0 = \rho(\alpha) \cos \alpha; \quad (4.14)$$

$$z_{DVZ}^0 = \rho(\alpha) \sin \alpha; \quad (4.15)$$

$$x_{DVZ}^0 = 0. \quad (4.16)$$

Em seguida, aplicamos uma rotação fundamental para levar em conta a rolagem do veículo:

$$y_{DVZ} = y_{DVZ}^0 \cos \phi + z_{DVZ}^0 \sin \phi; \quad (4.17)$$

$$z_{DVZ} = y_{DVZ}^0 \sin \phi + z_{DVZ}^0 \cos \phi. \quad (4.18)$$

$$(4.19)$$

Assim,

$$y_{DVZ} = \rho(\alpha) \cos \alpha \cos \phi + \rho(\alpha) \sin \alpha \sin \phi = \rho(\alpha) \cos(\alpha - \phi); \quad (4.20)$$

$$z_{DVZ} = \rho(\alpha) \cos \alpha \sin \phi + \rho(\alpha) \sin \alpha \cos \phi = \rho(\alpha) \sin(\alpha - \phi). \quad (4.21)$$

A resultante equação paramétrica da elipse se torna:

$$\cos^2 \psi (\rho(\alpha) \cos(\alpha - \phi) - (x_0 + z_0 \tan \mu) \sin \psi)^2 + \cos^2(\theta + \mu) (\rho(\alpha) \sin(\alpha - \phi) - z_0)^2 = R^2; \quad (4.22)$$

que é uma equação de segundo grau da forma:

$$A\rho(\alpha)^2 + B\rho(\alpha) + C = 0; \quad (4.23)$$

com coeficientes

$$A = \cos \psi^2 \cos^2(\alpha - \phi) + \cos^2(\theta + \mu) \sin \alpha - \phi^2; \quad (4.24)$$

$$B = -2(x_0 + z_0 \tan \mu) \sin \psi \cos \psi^2 \cos \alpha - \phi - 2z_0 \cos \theta + \mu^2 \sin \alpha - \phi; \quad (4.25)$$

$$C = \cos \psi^2 (x_0 + z_0 \tan \mu)^2 \sin \psi^2 + \cos \theta + \mu^2 z_0^2 - R^2. \quad (4.26)$$

A solução desta equação, i.e. o raio da ZVD não deformada na direção α , é dada por:

$$\rho(\alpha) = \frac{-B - \sqrt{B^2 - 4AC}}{2A}. \quad (4.27)$$

A variação da ZVD não deformada é dada pelas contribuições individuais da variação de cada estado controlável do veículo:

$$\frac{d\rho(\alpha)}{dt} = \frac{\partial \rho(\alpha)}{\partial x_0} u + \frac{\partial \rho(\alpha)}{\partial z_0} w + \frac{\partial \rho(\alpha)}{\partial \psi} \dot{\psi} + \frac{\partial \rho(\alpha)}{\partial \theta} \dot{\theta} + \frac{\partial \rho(\alpha)}{\partial \phi} \dot{\phi}. \quad (4.28)$$

Precisamos então calcular as derivadas parciais na equação acima. Com respeito a ψ , tem-se que:

$$\frac{\partial \rho(\alpha)}{\partial \psi} = \frac{1}{2A} \left[-\frac{\partial B}{\partial \psi} - \frac{B \frac{\partial B}{\partial \psi} - 2 \frac{\partial A}{\partial \psi} C - 2 \frac{\partial C}{\partial \psi} A}{\sqrt{B^2 - 4AC}} \right] - \frac{-B - \sqrt{B^2 - 4AC}}{2A^2} \frac{\partial A}{\partial \psi}, \quad (4.29)$$

onde

$$\frac{\partial A}{\partial \psi} = \cos^2(\alpha - \phi) 2 \cos \psi (-\sin \psi) = 0; \quad (4.30)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial B}{\partial \psi} &= -2 \cos(\alpha - \phi) (x_0 + z_0 \tan \mu) [\cos^2 \psi \cos \psi \\ &+ \sin \psi 2 \cos \psi (-\sin \psi)] = -2(x_0 + z_0 \tan \mu) \cos \alpha; \end{aligned} \quad (4.31)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial C}{\partial \psi} &= (x_0 + z_0 \tan \mu)^2 [\cos^2 \psi 2 \sin \psi \cos \psi \\ &+ \sin^2 \psi 2 \cos \psi (-\sin \psi)] = 0. \end{aligned} \quad (4.32)$$

Da mesma forma, para z

$$\frac{\partial \rho(\alpha)}{\partial z} = \frac{1}{2A} \left[-\frac{\partial B}{\partial z} - \frac{B \frac{\partial B}{\partial z} - 2 \frac{\partial A}{\partial z} C - 2 \frac{\partial C}{\partial z} A}{\sqrt{B^2 - 4AC}} \right] - \frac{-B - \sqrt{B^2 - 4AC}}{2A^2} \frac{\partial A}{\partial z}; \quad (4.33)$$

onde as derivadas dos coeficientes são dadas por:

$$\frac{\partial A}{\partial z} = 0; \quad (4.34)$$

$$\frac{\partial B}{\partial z} = -2 \sin(\alpha - \phi) \cos^2(\theta + \mu) = -2 \cos^2 \mu \sin \alpha; \quad (4.35)$$

$$\frac{\partial C}{\partial z} = 2z_0 \cos^2(\theta + \mu) = 2z_0 \cos^2 \mu. \quad (4.36)$$

4.2.2 Cálculo da deformação em uma direção α

Se o feixe do sonar intercepta um obstáculo no ponto $[x_E, y_E]$ no plano dos sensores, a leitura é sonar naquela direção é dada por:

$$d(\alpha) = z_E \sin \alpha + y_E \cos \alpha. \quad (4.37)$$

A derivação desta expressão no tempo fornece:

$$\dot{d}(\alpha) = \dot{z}_E \sin \alpha + \dot{y}_E \cos \alpha + z_E \cos \alpha - y_E \sin \alpha. \quad (4.38)$$

Esta expressão pode ser simplificada pela introdução das seguintes relações:

$$y_E = d(\alpha) \cos \alpha; \quad (4.39)$$

$$z_E = d(\alpha) \sin \alpha; \quad (4.40)$$

A manipulação desta expressão fornece que a variação da leitura do sonar na direção α é dada por:

$$\dot{d}(\alpha) = \dot{z}_E \sin \alpha + \dot{y}_E \cos \alpha. \quad (4.41)$$

Assim como o raio da ZVD não deformada, representa-se a variação da leitura do sonar na direção α como a soma das influências individuais da variação de cada estado do veículo:

$$\frac{dd(\alpha)}{dt} = \frac{\partial d(\alpha)}{\partial x_0} u + \frac{\partial d(\alpha)}{\partial z_0} w + \frac{\partial d(\alpha)}{\partial \psi} \dot{\psi} + \frac{\partial d(\alpha)}{\partial \theta} \dot{\theta} + \frac{\partial d(\alpha)}{\partial \phi} \dot{\phi}. \quad (4.42)$$

Devem-se então calcular as derivadas parciais desta expressão. Com respeito a z , tem-se:

$$\frac{\partial d(\alpha)}{\partial z} = -\sin(\alpha) \quad (4.43)$$

Em ψ , tem-se inicialmente que:

$$\frac{\partial y_E}{\partial \psi} = x_0 \cos \psi; \quad (4.44)$$

assim:

$$\frac{\partial d(\alpha)}{\partial \psi} = x_0 \cos \psi \cos \alpha|_{\psi=0} = x_0 \cos \alpha. \quad (4.45)$$

4.2.3 Discretização da ZVD e lei de controle

Considera-se que o sonar forneça n leituras de proximidade ao longo de ângulos igualmente espaçados $(\alpha_1, \alpha_2, \dots, \alpha_n)$. A matriz jacobiana que relaciona a variação da deformação na ZVD com as

variações em cada estado controlável do robô é dada por:

$$J = \begin{bmatrix} \frac{\partial Y(\alpha_1)}{\partial u} & \frac{\partial Y(\alpha_2)}{\partial u} & \dots & \frac{\partial Y(\alpha_{n-1})}{\partial u} & \frac{\partial Y(\alpha_n)}{\partial u} \\ \frac{\partial Y(\alpha_1)}{\partial w} & \frac{\partial Y(\alpha_2)}{\partial w} & \dots & \frac{\partial Y(\alpha_{n-1})}{\partial w} & \frac{\partial Y(\alpha_n)}{\partial w} \\ \frac{\partial Y(\alpha_1)}{\partial \psi} & \frac{\partial Y(\alpha_2)}{\partial \psi} & \dots & \frac{\partial Y(\alpha_{n-1})}{\partial \psi} & \frac{\partial Y(\alpha_n)}{\partial \psi} \\ \frac{\partial Y(\alpha_1)}{\partial \theta} & \frac{\partial Y(\alpha_2)}{\partial \theta} & \dots & \frac{\partial Y(\alpha_{n-1})}{\partial \theta} & \frac{\partial Y(\alpha_n)}{\partial \theta} \\ \frac{\partial Y(\alpha_1)}{\partial \phi} & \frac{\partial Y(\alpha_2)}{\partial \phi} & \dots & \frac{\partial Y(\alpha_{n-1})}{\partial \phi} & \frac{\partial Y(\alpha_n)}{\partial \phi} \end{bmatrix}, \quad (4.46)$$

em que $Y(\alpha)$ é a deformação da ZVD na direção α , definida como a diferença entre a ZVD não-deformada e a leitura do sonar nesta direção:

$$Y(\alpha) = \rho(\alpha) - d(\alpha). \quad (4.47)$$

Para a presente aplicação, no entanto, deseja-se que o robô mantenha velocidade constante, rolagem e cabeceio nulo. Desta forma, eliminam-se os respectivos termos da matriz jacobiana, que se torna:

$$J = \begin{bmatrix} \frac{\partial Y(\alpha_1)}{\partial w} & \frac{\partial Y(\alpha_2)}{\partial w} & \dots & \frac{\partial Y(\alpha_{n-1})}{\partial w} & \frac{\partial Y(\alpha_n)}{\partial w} \\ \frac{\partial Y(\alpha_1)}{\partial \psi} & \frac{\partial Y(\alpha_2)}{\partial \psi} & \dots & \frac{\partial Y(\alpha_{n-1})}{\partial \psi} & \frac{\partial Y(\alpha_n)}{\partial \psi} \end{bmatrix}. \quad (4.48)$$

Tem-se que:

$$\frac{\partial Y(\alpha)}{\partial \psi} = \frac{\partial \rho(\alpha)}{\partial \psi} - \frac{\partial d(\alpha)}{\partial \psi}; \quad (4.49)$$

$$\frac{\partial Y(\alpha)}{\partial w} = \frac{\partial \rho(\alpha)}{\partial w} - \frac{\partial d(\alpha)}{\partial w}. \quad (4.50)$$

A lei de controle é calculada pelo produto da pseudo-inversa de Moore-Penrose da matriz jacobiana e a evolução desejada da ZVD:

$$\nabla = -M\Delta - N\dot{\Delta}, \quad (4.51)$$

$$\phi_{best} = J^+ \cdot \nabla. \quad (4.52)$$

A Figura 4.7 apresenta um conjunto de resultados da simulação, mostrando o sinal de controle em guinada, o erro linear de seguimento entre AUV e a tubulação, e o erro angular entre os dois. Com um período de amostragem de 2 segundos, o robô se mostrou capaz de seguir a tubulação mesmo com mudanças bruscas de direção. Quando a tubulação sofreu uma mudança de direção de 45 graus, o erro de seguimento não excedeu quatro metros. Desempenho adequado foi obtido com períodos de amostragem de até 8 segundos, a partir de onde o sistema se torna excessivamente instável.

4.3 Procedimento de Simulação

Esta seção descreve alguns aspectos práticos da simulação implementada em MatLab, que representa um veículo autônomo submarino seguindo uma tubulação.

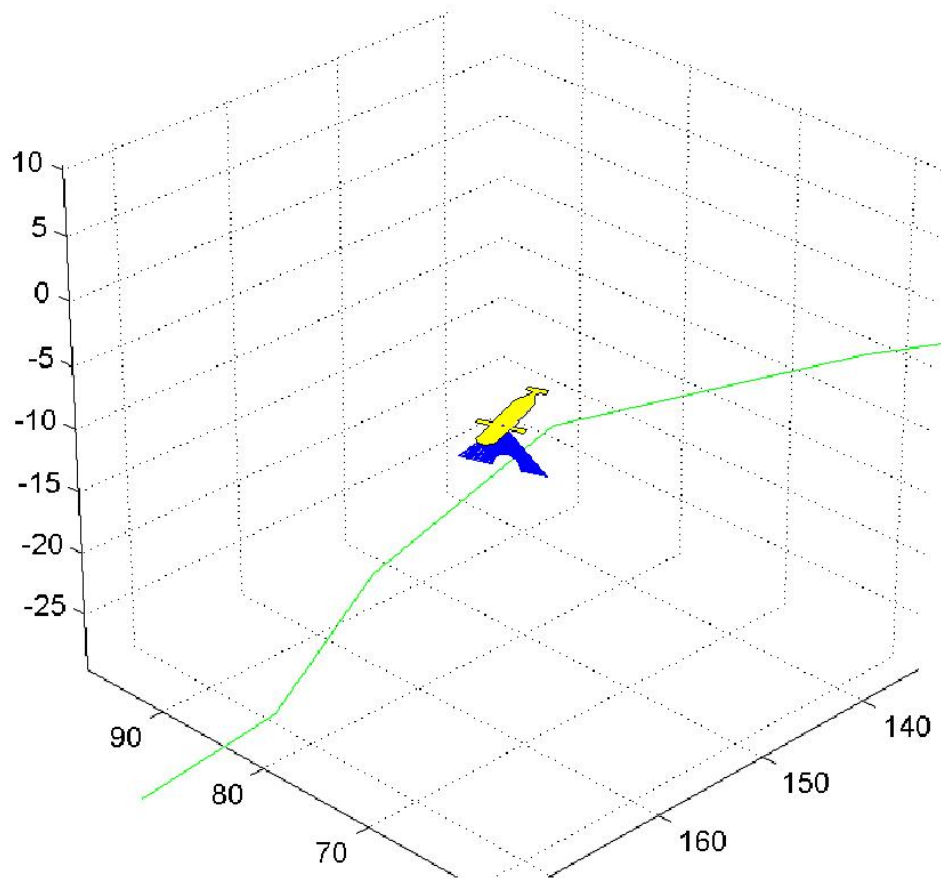


Figura 4.6: Simulação Gráfica de seguimento de cano submarino

Após uma primeira fase de inicialização das variáveis, criação do ambiente e definição dos parâmetros de controle, a simulação consiste de um laço com três tarefas principais, como representado na Figura 4.8. Primeiramente, baseado na geometria da tubulação e da posição atual do robô, calculam-se as leituras do sonar. Estas leituras são as variáveis de entrada para a lei de controle, o próximo bloco do esquema. Finalmente, a resposta dinâmica do AUV é calculada.

4.3.1 Modelamento da Tubulação

A tubulação é modelada por de vários segmentos de reta concatenados. Sejam $[x_s^i, y_s^i, z_s^i]$ e $[x_s^f, y_s^f, z_s^f]$ o ponto inicial e final de um determinado segmento. Utiliza-se um parâmetro $0 \leq \sigma \leq 1$ tal que cada segmento seja descrito por:

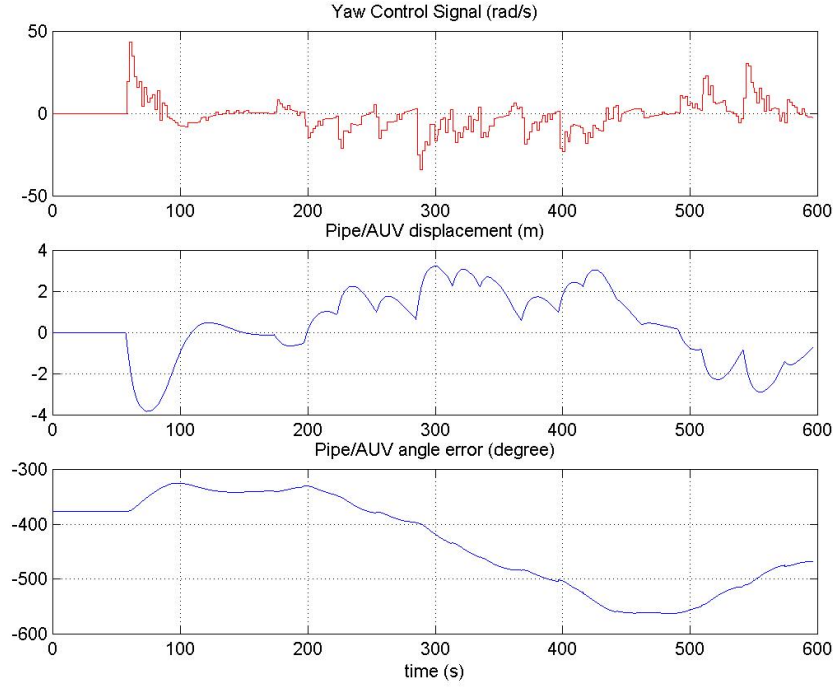


Figura 4.7: Resultados de Simulação - Sinal de controle, erro linear, erro angular

$$x_s(\sigma) = (x_s^f - x_s^i)\sigma + x_s^i; \quad (4.53)$$

$$y_s(\sigma) = (y_s^f - y_s^i)\sigma + y_s^i; \quad (4.54)$$

$$z_s(\sigma) = (z_s^f - z_s^i)\sigma + z_s^i; \quad (4.55)$$

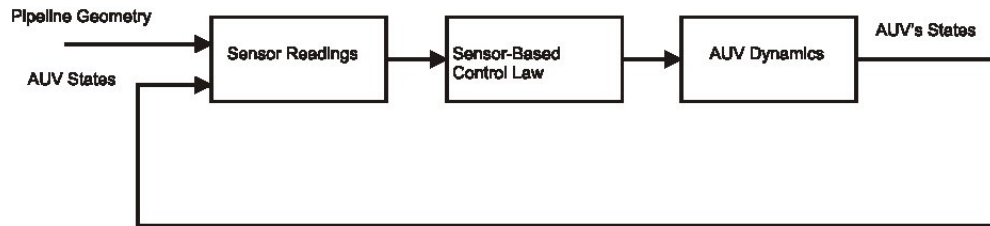


Figura 4.8: Laço de Simulação

4.3.2 Cálculo da Intersecção

O cálculo das leituras do sonar requer que seja identificada a intersecção entre a tubulação e o plano dos sensores.

Um plano pode ser representado pela seguinte equação paramétrica:

$$a(x - x_1) + b(y - y_1) + c(z - z_1) = 0; \quad (4.56)$$

onde a , b e c são os componentes do vetor ortogonal ao plano:

$$\vec{n} = a\vec{i} + b\vec{j} + c\vec{k}. \quad (4.57)$$

No presente caso, o vetor ortogonal ao plano dos sensores é dado por:

$$\vec{n} = (s\psi s\phi + c\psi c\phi c(\theta + \mu))\vec{i} + (-c\psi s\phi + s(\theta + \mu)s\psi c\phi)\vec{j} + (c(\theta + \mu)c\phi)\vec{k} = a\vec{i} + b\vec{j} + c\vec{k}. \quad (4.58)$$

A intersecção entre a linha central da tubulação e o plano dos sensores é o ponto que satisfaz as equações 4.53 e 4.58. Este ponto pode ser encontrado resolvendo-se um sistema de equações lineares:

$$\begin{bmatrix} a & b & c & 0 \\ 1 & 0 & 0 & -(x_s^f - x_s^i) \\ 0 & 1 & 0 & -(y_s^f - y_s^i) \\ 0 & 0 & 1 & -(z_s^f - z_s^i) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \\ \sigma \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} ax_s^i + by_s^i cz_s^i \\ x_s^i \\ y_s^i \\ z_s^i \end{bmatrix} \quad (4.59)$$

Este sistema é resolvido para cada segmento da tubulação. A intersecção existirá se $0 \leq \sigma \leq 1$. As soluções são dadas em coordenadas absolutas. É necessário então aplicar transformações de coordenadas para encontrar a posição da intersecção em relação ao veículo e para encontrar o ângulo relativo entre este e a tubulação.

4.3.3 Cálculo das Leituras do Sonar

Tendo encontrado os ângulos e a posição da tubulação em relação ao veículo, descreve-se o perfil da tubulação através da equação paramétrica de uma elipse:

$$\left(\frac{y_{DVZ} - y_0}{a}\right)^2 + \left(\frac{z_{DVZ} - z_0}{b}\right)^2 = 1; \quad (4.60)$$

onde $a = \frac{R}{\cos \gamma}$ e $b = \frac{R}{\cos \beta}$. γ representa a orientação relativa da tubulação no plano horizontal. β representa sua orientação relativa no plano vertical.

Em coordenadas polares, esta expressão se torna uma equação de segundo grau em $\rho(\alpha)$, com coeficientes A , B e C , cuja solução é dada por:

$$\rho(\alpha) = \frac{-B - \sqrt{B^2 - 4AC}}{2A}. \quad (4.61)$$

4.3.4 A Resposta Dinâmica do UAV

Considerando que o vetor de estados no instante k seja dado por $x_k = [u \ v \ w \ p \ q \ r \ x \ y \ z \ \phi \ \theta \ \psi]^T$. Seu valor no instante $k + 1$ é calculado por integração de *Euler* como:

$$\mathbf{x}_{k+1} = \mathbf{x}_k + h \cdot \dot{\mathbf{x}}_k; \quad (4.62)$$

onde h é o tempo de amostragem do simulador. $\dot{x}_k$ é calculado a partir do modelo dinâmico do veículo:

$$\mathbf{M}\dot{\mathbf{v}} + \mathbf{C}(\mathbf{v})\mathbf{v} + \mathbf{D}(\mathbf{v})\mathbf{v} + \mathbf{g}(\eta) = \tau. \quad (4.63)$$

Após isolar o termo de aceleração, a mesma equação se torna:

$$\dot{\mathbf{v}} = \mathbf{M}^{-1}(\tau - \mathbf{C}(\mathbf{v})\mathbf{v} - \mathbf{D}(\mathbf{v})\mathbf{v} - \mathbf{g}(\eta)). \quad (4.64)$$

Esta equação fornece os valores de $[\dot{u} \ \dot{v} \ \dot{w} \ \dot{p} \ \dot{q} \ \dot{r}]$. Os valores de $[\dot{x} \ \dot{y} \ \dot{z} \ \dot{\phi} \ \dot{\theta} \ \dot{\psi}]$ são obtidos através de transformações de coordenadas.

Conclusão da Parte I

Enquanto os submarinos teleoperados (ROVs) já estão bem estabelecidos comercialmente, a aplicação de veículos autônomos submarinos (AUVs) depende ainda da resolução de algumas questões tecnológicas. Estes veículos são hoje objeto de intensa pesquisa, e estarão cada vez mais presentes em aplicações comerciais, científicas e militares.

Os últimos capítulos descreveram alguns aspectos de projeto de AUVs e ROVs, e alguns obstáculos técnicos, que diferem muito daqueles encontrados em ambientes aéreos. Apresentaram ainda os dois protótipos de AUV do LIRMM e uma visão geral das linhas de pesquisa no assunto. Em seguida, foi descrito o modelamento matemático de veículos autônomos submarinos e a aplicação de um método de controle por ações reflexas em evitamento de obstáculos e no seguimento de uma tubulação submarina.

O método descrito está em fase de implementação através da instalação de um sonar de perfilamento no AUV TAIPAN II. Primeiros resultados experimentais estarão disponíveis em breve. Está sendo estudada ainda a integração do método das zonas deformáveis com o controle em modo deslizante para seguimento de tubulações, procurando assim resolver algumas limitações da lei de controle aqui apresentada.

Parte II

Modelamento e Simulação de um Veículo Aéreo Autônomo

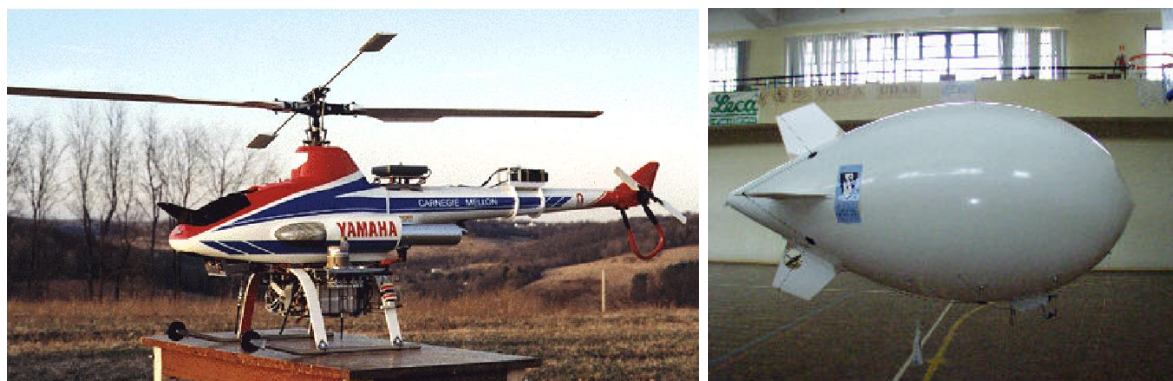
A Robótica Aérea

6.1 Contextualização

A robótica aérea é foco de intensa pesquisa já há vários anos. Inúmeros trabalhos são realizados atualmente utilizando veículos de asa fixa, asa rotativa, dirigíveis (*blimps*) ou de estrutura híbrida. O apelo dos *veículos aéreos não-tripulados* (UAVs) vem de sua grande flexibilidade de movimentação e portanto de suas vastas aplicações em potencial. Exemplos são mostrados na Figura 6.1.

A robótica aérea integra diversos ramos da engenharia, que vão desde o projeto de estruturas mecânicas até a visão computacional, passando por modelamento dinâmico, controle, e sistemas multi-agentes. Uma descrição da aplicação de servo-controle visual em um helicóptero autônomo é encontrada em [Chriette, Hamel e Mahony 2001], incluindo considerações sobre o efeito da colocação da câmera. [Tweddle et al. 2005] também emprega a visão computacional, desta vez em um veículo de asa fixa. [Kim e Shim 2003] e [Fregene, Lai e Wang] propõem arquiteturas de controle para navegação de UAVs. Descrições da instrumentação de helimodelos para voo autônomo são encontradas em [Roberts, Corke e Buskey 2003] [Nieuwstadt e Morris 1995] [Gavrilets et al.].

A crescente disponibilidade de recursos computacionais de alto desempenho e os avanços em tecnologias de transmissão de dados e posicionamento global têm baixado o custo de UAVs, ao mesmo tempo em que permitem o desenvolvimento de veículos mais confiáveis e versáteis. Assim,



(a) Yamaha R-50 - Carnegie Mellon University

(b) Dirigível autônomo - Instituto Superior Técnico - Lisboa

Figura 6.1: UAVs de pesquisa

aplicações práticas começam a se revelar.

Hoje já se encontram UAVs comerciais de asa rotativa e asa fixa direcionados a aplicações militares, policiais, comerciais e científicas. A figura 6.2 mostra dois exemplos de UAVs de asa rotativa disponíveis comercialmente. O AHMM1 da *Nascent Technology Corporation*¹ é baseado em um helimodelo *Xcell-90*. Este veículo é capaz de realizar manobras acrobáticas e é recomendado para diversas aplicações em pesquisa, vigilância urbana, instalação de sensores, inspeção, busca e resgate e monitoramento de instalações de extração de petróleo, por exemplo. Diversas instituições o empregam em seus trabalhos de pesquisa, tais como o MIT e a *Lockheed-Martin*. O veículo da *Tactical Aerospace Group*² é fornecido com diversas configurações de acordo com sua aplicação, seja militar, policial ou para exploração de ambientes inóspitos como vulcões ou regiões polares.

No entanto, os maiores clientes da robótica aérea atualmente são as forças armadas norte-americanas. Dois exemplos de veículos aéreos autônomos já largamente utilizados com propósitos militares são mostrados na Figura 6.3.

Construído pela *Northrop-Grumman* e empregado desde 2001 pelas forças armadas americanas, o UAV *Global Hawk RQ-4A* voa a altitudes de 65.000 pés durante 35 horas. Pode fornecer imagens de vídeo de alta resolução de uma área do tamanho da Inglaterra em menos de 24 horas. O veículo *MQ-1 Predator*, produzido pela *General Atomics*, já vem sendo utilizado desde 1995 em missões de vigilância e reconhecimento e, posteriormente, de ataque ao solo.

¹ www.nascent-tech.com

² www.tacticalaerospacegroup.com



(a) Nascent Technology Corporation UAV



(b) Tactical Aerospace Group UAV

Figura 6.2: UAVs Comerciais



(a) Predator MQ-1



(b) Global Hawk RQ-4A

Figura 6.3: UAVs Militares

6.2 O projeto Carcarah

Os primeiros passos no campo de robótica aérea na Universidade de Brasília foram dados por [Bo e Miranda 2004]. Como projeto de final de curso, estes dois alunos conceberam uma plataforma experimental para teste com um helicóptero em escala reduzida. O modelo utilizado então era um pequeno helicóptero de acionamento elétrico. A plataforma permitia a movimentação do modelo em seus três ângulos de Euler: rolagem, cabeceio e guinada. O deslocamento angular do helicóptero era medido por meio de potenciômetros. Foi elaborada ainda uma arquitetura de controle para o helicóptero, utilizando um PC e microcontroladores. Realizou-se a identificação do sistema para obtenção de um modelo dinâmico.

Ao final, podia-se controlar através de controladores PID a atitude do helicóptero sobre a plataforma em seus três graus de liberdade, mesmo quando submetido a perturbações atmosféricas,



Figura 6.4: Primeira Plataforma Experimental

representadas por um ventilador. Este trabalho é considerado hoje como a *primeira etapa* do projeto Carcarah. A Figura 6.4 mostra o pequeno helimodelo de atuação elétrica montado sobre a primeira plataforma experimental.

A primeira plataforma experimental com o helimodelo de atuação elétrica foi importante para o estudo do controle de helicópteros em escala reduzida. No entanto, devido à pequena capacidade de carga do helimodelo e à sua fragilidade, o prosseguimento do projeto de um helimodelo autônomo exigiu a utilização de um veículo mais robusto.

A Figura 6.5 mostra o helimodelo radiocontrolado Raptor 30, desenvolvido pela empresa Thunder Tiger. Apesar de dimensões reduzidas (tem diâmetro de rotor de apenas $1,30m$), já tem algumas características que o tornam bem mais robusto que o primeiro modelo utilizado, de atuação elétrica.

O Raptor 30 emprega um motor de combustão interna 2-tempos, e permite o comando do passo coletivo das pás dos rotores principal e de cáuda. Helimodelos como o Raptor 30 possuem altíssima relação empuxo-peso. Aliado ainda a efeitos de escala, este fato os torna excepcionalmente ágeis, em relação a helicópteros em tamanho real [Gavrilets, Mettler e Feron]. A possibilidade de comandar ângulos negativos para o passo coletivo do rotor principal capacita ainda o veículo a voar de cabeça para baixo e a realizar todo tipo de manobras acrobáticas, quando nas mãos de um operador experiente.

Essencialmente, estas características do Raptor 30 lhe dão maior capacidade de carga. Ele poderá assim ser equipado com uma arquitetura de controle, consistindo de um enlace por radio-frequência para comunicação com um operador em terra, um *sistema de navegação inercial* (INS)



Figura 6.5: O Helimodelo Raptor 30

associado a um sistema GPS para estimação de posição e atitude e um processador central, bem como outros equipamentos para aplicações específicas. Este *hardware* embarcado é o que permitirá ao veículo se tornar autônomo.

Dentro do projeto Carcarah, realizam-se ainda trabalhos no sentido de se construir um *sistema de navegação inercial* (INS), baseado na fusão de dados de girômetros, acelerômetros e um receptor GPS. Isto constitui um esforço considerável, visto que em situações de voo pairado ou para pequenos deslocamentos, a estimação dos estados do helicóptero pode ser um desafio maior que seu próprio controle. Em manobras de precisão, como pouso e decolagem, pretende-se associar o sistema de navegação inercial com um sistema de controle servo-visual.

O helimodelo está atualmente fixado à plataforma experimental, onde começam-se a realizar testes de controle dos atuadores com auxílio de um PC e uma série de microcontroladores. Por segurança, foi construído no laboratório uma grade de proteção, isolando o helicóptero. Outra questão encontrada foi a produção de fumaça pelo motor em um ambiente fechado. Isto é tratado atualmente com um sistema de exaustão baseado em pequenos ventiladores e mangueiras, de forma a direcionar a fumaça ao exterior do laboratório.

Dinâmica de Vôo dos Helicópteros

7.1 Histórico

A sustentação aerodinâmica é um tema que vem sendo investigado há vários séculos. No século IV, os chineses produziam uma aeronave de brinquedo que se sustentava no ar por uma asa rotativa. A renascença trouxe mais um exemplo que foi bem difundido. O *Helixpteron* (Figura 7.1 (a)), concebido por Leonardo da Vinci (1452 - 1519), empregaria um elemento helicoidal para se sustentar no ar. Este veículo nunca foi construído devido a limitações tecnológicas que só foram superadas séculos depois.

A primeira metade do século XX foi marcada por diversas tentativas de construção de uma aeronave de asa rotativa. Em 1922, o engenheiro espanhol Juan de La Cierva desenvolveu o primeiro autogiro, cujo funcionamento é similar ao do helicóptero. Era um avião comum com uma hélice horizontal, capaz de rotacionar com o vento, facilitando o controle do avião e permitindo decolagem e aterrissagem verticais. Em 1937 foi fabricado o modelo dos alemães Focke e Achgelis, que chegaram aos primeiros recordes, com vôos de mais de cem quilômetros de distância.

A versão definitiva, no entanto, veio com Igor Sikorsky. Nascido na Rússia e naturalizado americano, Sikorsky estudou e aperfeiçoou modelos anteriores de helicópteros, produzindo em 1939 o primeiro helicóptero (Figura 7.1 (b)), como os conhecemos hoje. A patente do veículo foi obtida em 1943. A versatilidade da invenção já era grande, pois apesar de não voar para trás como



(a) Helixpteron - Leonardo da Vinci



(b) Igor Sikorsky



(c) SA330 Puma - Eurocopter France

Figura 7.1: Aeronaves de asa rotativa

as máquinas atuais, esse helicóptero mudava de direção facilmente.

A Figura 7.1 (c) mostra um helicóptero moderno, o SA330 Puma, produzido pela Eurocopter France. Este é um veículo largamente utilizado hoje em dia, inclusive pela Marinha Brasileira.

7.2 Aerodinâmica dos Helicópteros

A seguir serão descritos os princípios de funcionamento das aeronaves de asa rotativa. Inicialmente serão introduzidos alguns conceitos a respeito da aerodinâmica em uma asa, com o propósito de explicar como a força de sustentação é gerada nos rotores do helicóptero. Será descrita a função de alguns componentes de interesse do helicóptero, bem como os comandos do piloto. Os conceitos apresentados aqui serão empregados na seção seguinte, referente ao modelamento matemático.

7.2.1 Aerodinâmica de uma Asa

Na análise aerodinâmica de uma asa, é comum definirmos o *vento aparente* como o movimento relativo entre uma superfície de sustentação e o ar. Define-se ainda o *ângulo de ataque* como o ângulo entre a corda da superfície de sustentação e sua direção de movimentação em relação ao ar, ou seja, o ângulo entre a corda e o vento aparente.

As forças aerodinâmicas em uma asa têm dois componentes principais: a sustentação (*lift*) e o arrasto (*drag*). O arrasto é uma força de resistência contra o movimento da asa, na direção do vento aparente. A sustentação é a componente perpendicular ao vento aparente. Em geral, busca-se maximizar a sustentação e minimizar o arrasto.

A sustentação pode ser obtida de duas formas. Em primeiro lugar, em função de um ângulo de ataque positivo, o fluxo de ar é redirecionado para baixo, provocando uma força de reação para cima. Assim, dentro de determinados limites, um aumento do ângulo de ataque acarreta um aumento da força de sustentação.

A segunda forma de se obter sustentação ocorre em asas de perfil assimétrico, como aqueles

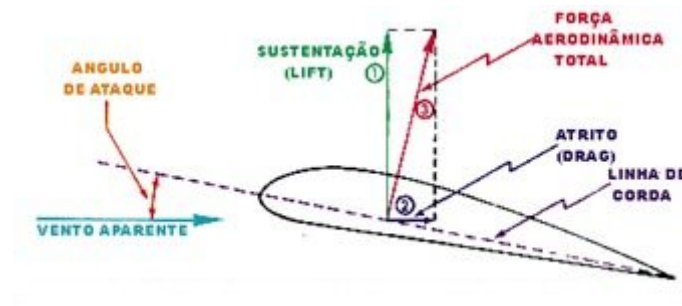


Figura 7.2: Forças na asa

encontrados em aviões e em alguns helicópteros. Asas com perfil assimétrico são projetadas de tal forma que o fluxo de ar que passa por cima da asa tenha que percorrer um caminho maior do que aquele que passa por baixo. Pelo princípio de Bernoulli, esta diferença de velocidade se traduz em uma diferença de pressão, que por sua vez gera a força de sustentação.

Os conceitos de *ângulo de ataque*, *vento aparente* e as forças atuantes na asa são ilustrados na Figura¹ 7.2.

Quando o ar deixa de fluir de forma laminar e passa a uma forma turbilhonar, ocorre o fenômeno chamado de *stall*, ou perda de sustentação. Isto pode ser provocado pelo aumento excessivo do ângulo de ataque das pás ou ainda quando a velocidade relativa entre a asa e o ar se torna muito baixa.

Em aeronaves de asa fixa, o *stall* ocorre apenas quando a velocidade longitudinal do veículo é muito baixa. Paradoxalmente, no helicóptero o fenômeno ocorre no rotor principal também quando este se movimenta a velocidades muito elevadas.

Com o rotor em funcionamento, tem-se a todo instante uma pá chamada *avançante* e outra *recuante*, devido a sua rotação. Quando o helicóptero se desloca horizontalmente para frente, a velocidade relativa entre o ar e a pá é maior sobre a pá avançante que sobre a pá recuante. Assim, a força de sustentação da pá avançante é maior. Se a velocidade do helicóptero é muito alta, a velocidade relativa do ar à pá recuante se reduz de tal forma que a força de sustentação sobre esta pá pode ser insuficiente. O rotor entra em *stall*.

O *stall* não é tão catastrófico no helicóptero quanto em aviões, mas pode provocar acelerações angulares indesejadas que dificultam o controle do veículo. O fenômeno é considerado no modelamento matemático.

¹<http://saltimbancos.no.sapo.pt/anguloataque.htm>



Figura 7.3: Componentes de Interesse de um Helimodelo

7.2.2 Dinâmica de Vôo

O elemento responsável por manter o helicóptero em vôo é o *rotor principal* que, ao girar, redireciona o ar para baixo e gera uma força de reação para cima. O fluxo descendente provocado pela rotação do rotor principal é denominado *fluxo induzido*. A Figura² 7.4 ilustra a geração de uma coluna de ar descendente pela rotação do rotor principal.

O torque exercido pelo motor para rotação do rotor principal produz uma reação no sentido contrário, que leva o corpo do helicóptero a girar. O rotor de cauda foi concebido para cancelar este torque de reação. A angulação das pás do rotor de cauda, ou *passo coletivo*, pode ser controlado pelo piloto, controlando assim a guinada do veículo.

A Figura 7.3 mostra o helimodelo Raptor 30, com alguns de seus componentes em destaque. Além dos rotores, observa-se ainda a aleta vertical de cauda, o estabilizador horizontal e a barra estabilizadora. A aleta vertical de cauda e o estabilizador horizontal são pequenas asas fixas à cauda do veículo com o propósito de estabilizar sua orientação durante o *vôo nivelado* (level flight)³.

A barra estabilizadora é um componente rotativo, montado sobre o mesmo eixo do rotor principal, cuja função é de auxiliar no controle de atitude do helicóptero. Este componente se torna necessário em helimodelos devido a efeitos de escala que o deixam mais ágeis em relação a seus equivalentes em tamanho real [Gavrilets, Mettler e Feron].

O rotor principal, além de ser responsável pela sustentação do helicóptero, é também o elemento principal de controle do veículo. O piloto pode comandar a angulação das pás de duas formas: através do comando coletivo e do comando cíclico. O comando coletivo afeta a angulação das pás em todo o ciclo, sendo assim o mecanismo principal para controle da sustentação do helicóptero.

O comando cíclico é obtido através de um sistema com um prato giratório, ligado às pás através

²<http://www.jhelicoptero.com.br>

³Vôo nivelado, ou *level flight*, é definido como vôo em translação horizontal para frente

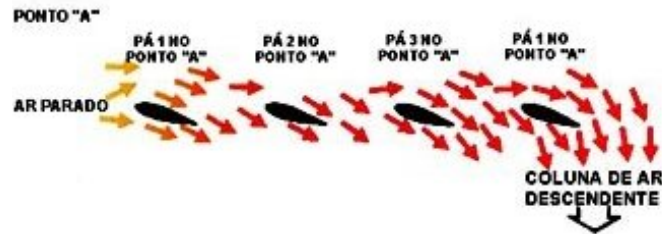


Figura 7.4: Criação do fluxo induzido

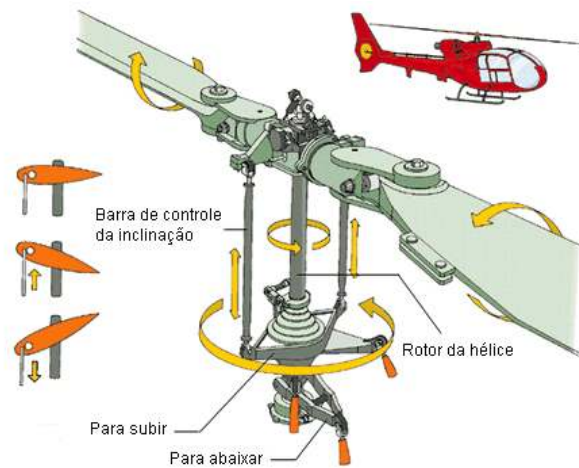


Figura 7.5: Prato Cíclico do Rotor Principal

de bielas, e um prato não-giratório, ligado a atuadores. Os atuadores modificam a inclinação dos pratos que, por sua vez, causam uma oscilação no ângulo de ataque das pás à frequência de um por revolução. Através do comando cíclico, o piloto é capaz de controlar a direção da força de sustentação exercida pelo rotor principal, e portanto os ângulos de rolagem e cabeceio do helicóptero e suas acelerações longitudinal e lateral.

A Figura 7.5 ilustra como o comando da angulação das pás é obtido através de um sistema de pratos e bielas.

7.3 Modelamento Matemático

O helicóptero é um sistema fortemente acoplado e não-linear. Para o pequeno helimodelo, efeitos de escala aumentam em muito a agilidade, em relação a seu equivalente em tamanho real. Isto aumenta ainda mais a complexidade do modelamento matemático. Como estratégia aqui, buscaram-se enfatizar as características mais determinantes da dinâmica do veículo, de forma a obter um modelo

que reflita com fidelidade seu comportamento, sem se tornar excessivamente complexo.

Os trabalhos [Mettler, Tischler e Kanade 1999], [Gavrilets, Mettler e Feron], [Vilchis et al. 2003] e [Munzinger 1998] descrevem procedimentos de modelamento e identificação de helicópteros autônomos. Estes trabalhos foram realizados contando-se com um helicóptero plenamente instrumentado, capaz de fornecer dados precisos de sua posição, orientação e atitude. O helicóptero era mantido em vôo, radiocontrolado, e era submetido a diversas manobras com objetivo de capturar aspectos específicos de sua dinâmica.

O projeto *Carcarah* prevê o desenvolvimento de uma plataforma de navegação inercial para o veículo, mas em seu estado atual, não se encontra ainda disponível para realização de ensaios que permitam a identificação dos parâmetros de um modelo dinâmico completo.

Para o desenvolvimento do simulador aqui descrito, foi necessário basear-se em dados de um veículo autônomo já bem estabelecido. Utilizou-se então como referência o veículo X-Cell 60, utilizado em [Gavrilets, Mettler e Feron]. O trabalho desenvolvido aqui deverá fornecer as bases para a posterior identificação do helicóptero *Raptor 30* do projeto *Carcarah*, uma vez que este esteja adequadamente instrumentado.

7.3.1 Equações de Movimento

O comportamento dinâmico do helicóptero é derivado a partir das seis equações de corpo rígido. Estas equações expressam cada aceleração linear e angular como a soma das influências individuais das acelerações de coriolis, gravitacionais e dos efeitos aerodinâmicos.

$$\dot{u} = vr - wq - g \sin \theta + (X_{mr} + X_{fus}) / m \quad (7.1)$$

$$\dot{v} = wp - ur - g \sin \phi \cos \theta + (Y_{mr} + Y_{fus} + Y_{tr} + Y_{vf}) / m \quad (7.2)$$

$$\dot{w} = uq - vp - g \cos \phi \cos \theta + (Z_{mr} + Z_{fus} + Z_{ht}) / m \quad (7.3)$$

$$\dot{p} = qr (I_{yy} - I_{zz}) / I_{xx} + (L_{mr} + L_{vf} + L_{tr}) / I_{xx} \quad (7.4)$$

$$\dot{q} = pr (I_{zz} - I_{xx}) / I_{yy} + (M_{mr} + M_{ht}) / I_{yy} \quad (7.5)$$

$$\dot{r} = pq (I_{xx} - I_{yy}) / I_{zz} + (-Q_e + N_{vf} + N_{tr}) / I_{zz} \quad (7.6)$$

Aqui, as forças e momentos atuantes no helicóptero são organizados por componentes. A notação $()_{mr}$ representa forças e momentos do rotor principal; $()_{tr}$, do rotor de cauda; $()_{fus}$, da fuselagem; $()_{vf}$, da aleta vertical da cauda; e $()_{ht}$ para o estabilizador horizontal. Q_e é o torque produzido pelo motor para compensar o torque aerodinâmico das pás. u, v, w são as velocidades lineares do veículo no sistema de coordenadas local. p, q, r são as velocidades angulares. Emprega-se aqui a mesma convenção de coordenadas utilizada para o veículo submarino TAIPAN (Figura 3.1).

7.3.2 O Rotor Principal

O cálculo da força de sustentação do rotor principal começa pela determinação da chamada *taxa de fluxo induzido* λ como função da velocidade do veículo, velocidade do rotor e passo coletivo das pás por um método iterativo proposto por [Padfield 1996].

Consideram-se as pás sem torção, e ignoram-se os ângulos de batimento. A influência dos passos cíclicos e da taxa de rolagem são de segunda ordem para regimes de voo com $\mu < 0.15$ [Gavrilets, Mettler e Feron] e também são desprezados aqui.

Definem-se inicialmente a *taxa de avanço* μ do veículo e a *componente normal de fluxo* μ_z como:

$$\mu = \frac{\sqrt{(u - u_{wind})^2 + (v - v_{wind})^2}}{\Omega R}; \quad (7.7)$$

$$\mu_z = \frac{w - w_{wind}}{\Omega R}; \quad (7.8)$$

em que u_{wind}, v_{wind} e w_{wind} são as velocidades do vento no sistema de coordenadas local. R é o raio e Ω é a velocidade do rotor principal.

A taxa de fluxo λ_0 e o coeficiente de empuxo C_T são então dados por:

$$\lambda_0 = \frac{C_T}{2\eta_w \sqrt{\mu^2 + (\lambda_0 - \mu_z)^2}}; \quad (7.9)$$

$$C_T = \frac{a\sigma}{2} \left(\theta_0 \left(\frac{1}{3} + \frac{\mu^2}{2} \right) + \frac{\mu_z - \lambda_0}{2} \right); \quad (7.10)$$

Aqui, $\sigma = \frac{2c}{\pi R}$ é a chamada *taxa de solidez*.

Limita-se ainda o coeficiente de empuxo de forma empírica [Gavrilets, Mettler e Feron], para levar em conta *stall* das pás:

$$C_T^{max} = \frac{T^{max}}{\rho (\Omega R)^2 \pi R}. \quad (7.11)$$

Devido à dependência mútua entre as equações 7.9 e 7.10, e à dificuldade de se encontrar uma solução analítica, estas equações são resolvidas de forma iterativa. Primeiramente, define-se uma função zero como:

$$g_0 = \lambda_0 - \frac{C_T}{2\eta_w \Lambda^{1/2}}, \quad (7.12)$$

onde

$$\Lambda = \mu^2 + (\lambda_0 - \mu_z)^2$$

Utiliza-se como valor inicial o valor do fluxo induzido em vôo pairado $\lambda_0 = 0.033$. Em seguida, aplica-se o método de Newton:

$$\lambda_{0_{j+1}} = \lambda_{0_j} + f_j h_j(\lambda_{0_j}) \quad (7.13)$$

$$h_j = - \left(\frac{g_0}{dg_0/d\lambda_0} \right)_{\lambda_0=\lambda_{0_j}} = - \frac{(2\eta_\omega \lambda_{0_j} \Lambda^{1/2} - C_T) \Lambda}{2\eta_\omega \Lambda^{3/2} + \frac{a\sigma}{4} \Lambda - C_T (\mu_z - \lambda_{0_j})} \quad (7.14)$$

[Padfield 1996, pp. 123] sugere um valor constante para o coeficiente de taxa de convergência $f_j = 0.6$.

7.3.2.1 Batimento Vertical das Pás

A elasticidade das pás tem importância fundamental nas características de desempenho dos helicópteros. A variação cíclica dos ângulos das pás do rotor provoca sua deflexão vertical, em um movimento oscilatório denominado *batimento*. O batimento das pás é o que fornece controle indireto da direção do empuxo e do torque do rotor principal, pois o piloto só controla diretamente os ângulos das pás. Assim, o batimento é responsável primário pela manobrabilidade do helicóptero.

A Figura 7.6 ilustra a flexão de uma pá de um rotor em funcionamento. A título de ilustração, a equação 7.15 é uma expressão linearizada para a flexão $w(r, t)$, onde r é a distância ao eixo de rotação e t é o tempo. Aqui, $EI(r)$ é a rigidez da pá, $m(r)$ é a função de distribuição de massa e Ω é a velocidade do rotor. $F(r, t)$ representa a distribuição radial da carga aerodinâmica. Considera-se que a carga aerodinâmica atue perpendicularmente ao plano de rotação do rotor.

$$\frac{\partial^2}{\partial r^2} \left(EI \frac{\partial^2 w}{\partial r^2} \right) + m \frac{\partial^2 w}{\partial t^2} + \Omega^2 \left[mr \frac{\partial w}{\partial r} - \frac{\partial^2 w}{\partial r^2} \int_r^R m r dr \right] = F(r, t) \quad (7.15)$$

Para fins práticos, no entanto, o modelamento dos efeitos de aeroelasticidade do rotor principal é feito através de uma simplificação denominada *aproximação da mola central*. Considera-se que os efeitos de articulação e flexibilidade da pá se concentram em uma mola localizada no eixo do rotor, e a pá é considerada rígida, Figura 7.7.

Baseado nesta aproximação, o ângulo de batimento β do rotor principal é expresso como uma série de Fourier do ângulo de rotação das pás ψ , com apenas os primeiros três coeficientes. A Figura 7.8 ilustra os componentes de flexão das pás do rotor: o coletivo, o componente longitudinal cíclico e o lateral cíclico.

$$\beta(\psi) = a_0 + a_1 \cos \psi + b_1 \sin \psi \quad (7.16)$$

A frequência natural não-amortecida do batimento é aproximadamente igual à velocidade do rotor Ω_{mr} , e a taxa de amortecimento é aproximada por $\gamma/8$, onde γ é o número de Lock das pás sendo

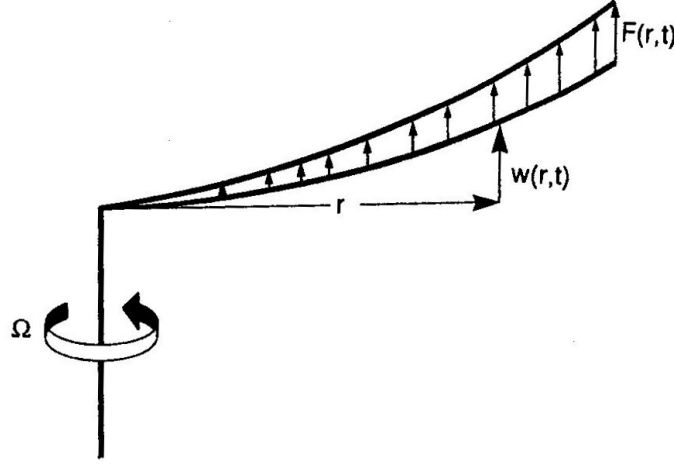


Figura 7.6: Flexão de uma pá do rotor - [Padfield 1996]

consideradas (rotor principal e barra estabilizadora). O número de Lock representa a razão entre as forças aerodinâmicas e as forças inerciais:

$$\gamma = \frac{\rho c a R^4}{I_\beta} \quad (7.17)$$

Baseando-se em identificação por resposta em frequência, trabalhos passados [Gavrilets, Mettler e Feron], [Munziger 1998] mostraram que a dinâmica de batimento do rotor principal e da barra estabilizadora pode ser representada com auxílio de apenas duas variáveis de estado. Afirmar-se que a dinâmica de batimento das pás é fortemente acoplada com a rotação do helicóptero, levando a fortes características de segunda ordem. A dinâmica de batimento lateral e longitudinal é representada pelas seguintes equações de primeira ordem:

$$\dot{b} = -p - \frac{b_1}{\tau_e} - \frac{1}{\tau_e} \frac{\partial b_1}{\partial \mu_v} \frac{v - v_{wind}}{\Omega R} + \frac{B_{\delta_{lat}}}{\tau_e} \delta_{lat} \quad (7.18)$$

$$\dot{a} = -q - \frac{a_1}{\tau_e} + \frac{1}{\tau_e} \left(\frac{\partial a_1}{\partial \mu} \frac{u - u_{wind}}{\Omega R} + \frac{\partial a_1}{\partial \mu_z} \frac{w - w_{wind}}{\Omega R} \right) + \frac{A_{\delta_{lon}}}{\tau_e} \delta_{lon} \quad (7.19)$$

onde $B_{\delta_{lat}}$ e $A_{\delta_{lon}}$ são os ganhos lateral e longitudinal entre os comandos cíclicos e os ângulos de batimento; δ_{lat} e δ_{lon} são os comandos cíclicos; u_w , v_w e w_w são as componentes da velocidade do vento ao longo dos eixos X, Y e Z do helicóptero. τ_e é a constante de tempo efetiva da combinação *rotor principal + barra estabilizadora*, dada por:

$$\tau_e = \frac{16}{\gamma_{fb} \Omega_{mr}} \approx 0.1 \quad (7.20)$$

Em [Gavrilets, Mettler e Feron], é afirmado que $B_{\delta_{lat}}$ e $A_{\delta_{lon}}$ dependem da velocidade do rotor,

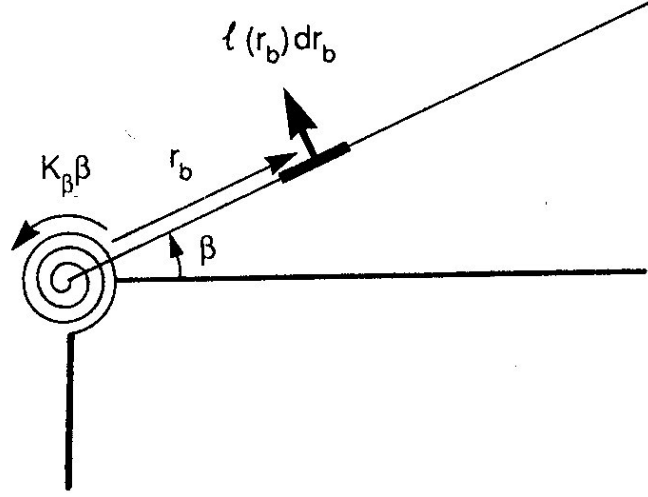


Figura 7.7: Modelo da Mola Central - [Padfield 1996]

e foram aproximadas como:

$$B_{\delta_{lat}} = B_{\delta_{lat}}^{nom} \left(\frac{\Omega}{\Omega_{nom}} \right)^2 [rad/rad]; \quad (7.21)$$

$$A_{\delta_{lon}} = B_{\delta_{lon}}^{nom} \left(\frac{\Omega}{\Omega_{nom}} \right)^2 [rad/rad]. \quad (7.22)$$

O batimento provocado pela translação do veículo é descrito pelas derivadas $\partial a_1 / \partial \mu$ e $\partial b_1 / \partial \mu_1$. Um valor teórico para $\partial a_1 / \partial \mu$ é

$$\frac{\partial a_1}{\partial \mu} = 2K_\mu \left(\frac{4\delta_{col}}{3} - \lambda_0 \right), \quad (7.23)$$

em que se introduziu um fator de escala $K_\mu = 0.2$, verificado experimentalmente em [Gavrilets, Mettler e Feron], para levar em conta a influência da barra estabilizadora. O fator de escala significa que a barra estabilizadora reduz a influência da velocidade longitudinal sobre o batimento por um fator de 5. Pela simetria do rotor, e pela convenção de sistema de coordenadas, conclui-se que as derivadas lateral e longitudinal são iguais em magnitude e de sinal oposto:

$$\frac{\partial b_1}{\partial \mu_v} = -\frac{\partial a_1}{\partial \mu}. \quad (7.24)$$

Uma velocidade positiva no eixo-Z do veículo provoca maior sustentação na pá avançante. Este efeito é representado pelo termo $\partial a_1 / \partial \mu_z$. Em [Gavrilets, Mettler e Feron] é proposta uma expressão para esta derivada, onde se utiliza o mesmo fator de escala K_μ para levar em conta o efeito da barra estabilizadora:

$$\frac{\partial a_1}{\partial \mu_z} \approx K_\mu \frac{16\mu^2}{8|\mu| + a\sigma} \text{sign}(\mu). \quad (7.25)$$

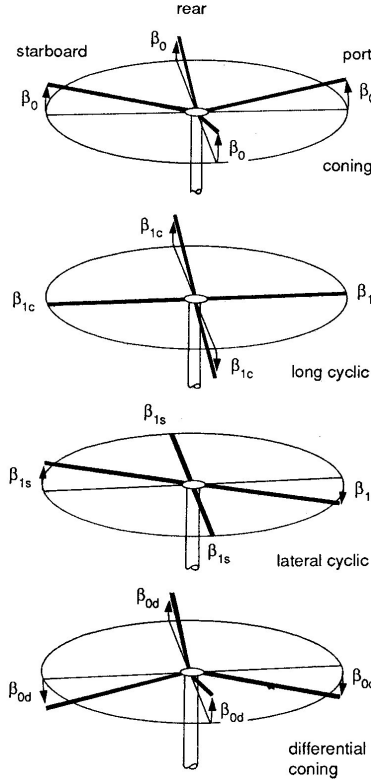


Figura 7.8: Componentes de flexão das pás do rotor - [Padfield 1996]

7.3.2.2 Forças e o Torque do Rotor Principal

As forças do rotor principal dependem do empuxo total, direcionado pelos ângulos de batimento das pás. Para pequenos ângulos, pode-se utilizar uma aproximação linear, como a seguir.

$$X_{mr} = -T_{mr} \sin a_1 \approx -T_{mr} a_1, \quad (7.26)$$

$$Y_{mr} = T_{mr} \sin b_1 \approx T_{mr} b_1, \quad (7.27)$$

$$Z_{mr} = -T_{mr} \cos a_1 \cos b_1 \approx -T_{mr}. \quad (7.28)$$

O torque do rotor principal pode ser aproximado como a soma do torque induzido e o torque provocado pelo arrasto aerodinâmico das pás [Padfield 1996].

$$C_Q = \frac{Q}{\rho(\Omega R)^2 \pi R^3} = C_T(\lambda_0 - \mu_z) + \frac{C_{D_0} \rho}{8} \left(1 + \frac{7}{3} \mu^2\right), \quad (7.29)$$

onde C_Q é o coeficiente de torque, C_{D_0} é o coeficiente de arrasto da pá do rotor principal. Assim, o torque produzido pelo rotor principal em torno do eixo-Z do helicóptero é dado por:

$$Q_{mr} = C_Q \rho (\Omega R)^2 \pi R^3 \quad (7.30)$$

7.3.3 O Rotor de Cauda

[Gavrillets, Mettler e Feron] lineariza as expressões de fluxo induzido do rotor de cauda em diversas velocidades axiais, em torno de uma situação de equilíbrio ⁴ :

$$C_{T_{\mu_z^{tr}}}^{tr} = \frac{\partial C_T^{tr}}{\partial \mu_z^{tr}} (|\mu_{tr}|, \mu_z^{tr} = 0, \delta_r^{trim}); \quad (7.31)$$

$$C_{T_{\delta_r}}^{tr} = \frac{\partial C_T^{tr}}{\partial \delta_r} (|\mu_{tr}|, \mu_z^{tr} = 0, \delta_r^{trim}); \quad (7.32)$$

$$Y_v^{tr} = -C_{T_{\mu_z^{tr}}}^{tr} \frac{f_t \rho \Omega_{tr} R_{tr} \pi R_{tr}^2}{m}; \quad (7.33)$$

$$Y_v^{tr} = -C_{T_{\delta_r}}^{tr} \frac{f_t \rho (\Omega_{tr} R_{tr})^2 \pi R_{tr}^2}{m}; \quad (7.34)$$

em que $f_t = 1.0 - \frac{3}{4} \frac{S_{vf}}{\pi R_{tr}^2}$ é o fator de bloqueio da aleta vertical, como proposto por [Padfield 1996, pp.142]. A força lateral do rotor de cauda é calculada a partir dos coeficientes encontrados:

$$Y_{tr} = m Y_{\delta_r}^{tr} \delta_r + m Y_v^{tr} \mu_z^{tr} \Omega_{tr} R_{tr}. \quad (7.35)$$

A velocidade do rotor de cauda é relacionada com a velocidade do rotor principal através de uma redução por engrenagens n_{tr} :

$$\Omega_{tr} = n_{tr} \Omega_{mr}. \quad (7.36)$$

Para levar em conta *stall* das pás e outras perdas viscosas, a força do rotor de cauda é limitada:

$$Y_{max}^{tr} = f_t C_{T_{max}}^{tr} \rho (\Omega_{tr} R_{tr})^2 \pi R_{tr}^2; \quad (7.37)$$

$$|Y_{tr}| \leq Y_{max}^{tr}. \quad (7.38)$$

Os torques de guinada e rolagem provocados pela força do rotor de cauda em relação ao centro de massa do veículo são dados por:

$$N_{tr} = -Y_{tr} l_{tr}; \quad (7.39)$$

$$L_{tr} = Y_{tr} h_{tr}. \quad (7.40)$$

7.3.4 Forças e Momentos da Aleta Vertical

A força lateral da aleta vertical é aproximada por [Padfield 1996]:

$$Y_{vf} = -0.5 \rho S_{vf} \left(C_{L_\alpha}^{vf} V_\infty^{tr} + |v_{vf}| \right) v_{vf}, \quad (7.41)$$

⁴ condição de equilíbrio: $\dot{\mathbf{x}}_e = 0$

em que S_{vf} é a área da aleta vertical, $C_{L\alpha}^{vf}$ é a inclinação de sua curva de sustentação, $V_\infty^{tr} = \sqrt{u_a \cdot u_a + w_{tr} \cdot w_{tr}}$ é a velocidade axial no eixo do rotor de cauda. v_{vf} é a velocidade lateral em relação ao ar no local da aleta vertical, w_{tr} é a velocidade vertical:

$$v_{vf} = v_a - \varepsilon_{vf}^{tr} V_{itr} - l_{tr} r \quad (7.42)$$

$$w_{tr} = w_a + l_{tr} q - K_\lambda V_{imr} \quad (7.43)$$

Nesta relação, V_{tr} é a velocidade induzida pelo rotor de cauda, r é a taxa de guinada, ε_{vf}^{tr} é a fração da área da aleta vertical exposta à velocidade induzida do rotor de cauda. l_{tr} é a distância vertical entre o centro de massa e o eixo do rotor de cauda, considerada como aproximadamente a mesma que a distância vertical do centro de massa até o centro de pressão da aleta vertical. V_{imr} é a velocidade induzida do rotor principal, K_λ é fator de intensidade da região de fluxo induzido (*wake intensity*).

Para levar em conta *stall* da aleta vertical [Gavrilets, Mettler e Feron], o valor absoluto da força lateral da aleta vertical é limitado pela expressão:

$$|Y_{vf}| \leq 0.5 \rho S_{vf} \left((V_\infty^{tr})^2 + v_{vf}^2 \right) \quad (7.44)$$

A força lateral da aleta vertical cria um momento de guinada e de rolagem devido aos deslocamentos em relação ao centro de massa do helicóptero:

$$N_{vf} = -Y_{vf} l_{tr}; \quad (7.45)$$

$$L_{vf} = Y_{vf} h_{tr}. \quad (7.46)$$

7.3.5 Forças e Momentos do Estabilizador Horizontal

O estabilizador horizontal produz sustentação e um momento estabilizador de cabeceio em torno do centro de massa do helicóptero. A força exercida pelo estabilizador horizontal é calculado de forma semelhante à força da aleta vertical. A velocidade vertical efetiva no local do estabilizador horizontal é determinada por:

$$w_{ht} = w_a + l_{ht} q - K_\lambda V_{imr}. \quad (7.47)$$

Utiliza-se o mesmo valor do fator de intensidade da região de fluxo induzido K_λ . Em seguida, a força vertical gerada pelo estabilizador é calculada de acordo com:

$$Z_{ht} = 0.5 \rho S_{ht} \left(C_{L\alpha}^{ht} |u_a| w_{ht} + |w_{ht}| w_{ht} \right), \quad (7.48)$$

em que S_{ht} é a área do estabilizador horizontal, $C_{L\alpha}^{ht} = 3.0$ é a inclinação da curva de sustentação. Para levar em conta *stall* do estabilizador horizontal, o valor absoluto de sua força-Z é limitada por:

$$|Z_{ht}| \leq 0.5 \rho S_{ht} (u_a^2 + w_{ht}^2). \quad (7.49)$$

O momento de cabeceio devido ao deslocamento l_{tr} do estabilizador horizontal em relação ao centro de massa é dado por:

$$M_{ht} = Z_{ht}l_{ht}. \quad (7.50)$$

7.3.6 Forças da Fuselagem

Em vôo pairado, o fluxo do rotor principal é desviado como consequência de velocidades longitudinais e latitudinais. Este desvio cria uma força de oposição ao movimento. As forças de arrasto provocadas pela fuselagem neste regime de vôo são expressas por [Padfield 1996]:

$$X_{fus} = S_x^{fus} \frac{1}{2} \rho V_{imr}^2 \frac{u}{V_{imr}}, \quad (7.51)$$

$$Y_{fus} = S_y^{fus} \frac{1}{2} \rho V_{imr}^2 \frac{v}{V_{imr}}, \quad (7.52)$$

onde S_x^{fus} e S_y^{fus} são as áreas efetivas de arrasto da fuselagem em X e Y.

Quando a velocidade do helicóptero em X é maior que velocidade induzida pelo rotor, o arrasto aerodinâmico da fuselagem pode ser modelado como o arrasto de uma superfície plana exposta a pressão dinâmica. As perturbações às forças da fuselagem são expressas como:

$$X_{fus} = S_x^{fus} \frac{1}{2} \rho U_e^2 \frac{u}{U_e}, \quad (7.53)$$

$$Y_{fus} = S_y^{fus} \frac{1}{2} \rho U_e^2 \frac{v}{U_e}, \quad (7.54)$$

em que U_e é a velocidade em relação ao ar em vôo pairado.

A partir das equações acima, as forças da fuselagem podem ser aproximadas por:

$$V_\infty = \sqrt{u_a^2 + v_a^2 + (w_a + V_{imr})^2}, \quad (7.55)$$

$$X_{fus} = -0.5 \rho S_x^{fus} u_a V_\infty, \quad (7.56)$$

$$Y_{fus} = -0.5 \rho S_y^{fus} v_a V_\infty, \quad (7.57)$$

$$Z_{fus} = -0.5 \rho S_z^{fus} (w_a + V_{imr}) V_\infty, \quad (7.58)$$

em que S_x^{fus} , S_y^{fus} e S_z^{fus} são as velocidades efetivas de arrasto frontal, lateral e vertical da fuselagem. u_a , v_a e w_a são as velocidades do centro de pressão da fuselagem em relação ao ar.

Desenvolvimento de um Simulador de Helimodelo

Neste capítulo é apresentado um simulador interativo de helimodelo desenvolvido em ambiente *Visual C++*, a partir das relações expostas no capítulo 7.

Buscou-se o desenvolvimento de um simulador com elevado realismo gráfico, cujas imagens pudessem ser utilizadas em aplicações de visão computacional. Para isto, utilizou-se o OpenGL, uma biblioteca de recursos gráficos que permite a criação de programas interativos que produzem imagens tridimensionais. Para revestir as superfícies do simulador foram utilizadas imagens (*bitmaps*) reais dos materiais, capturados com um câmera digital. Esta técnica, suportada pelo OpenGL, é denominada *texture mapping*. Em [Shreiner et al.] é descrita a estrutura geral de programas que utilizam OpenGL, além de ser dado um guia bem abrangente sobre a criação destes programas.

O modelo dinâmico do helicóptero é calculado de forma modular. As forças de cada subsistema do helicóptero são calculadas independentemente, e são introduzidas nas equações de *Newton-Euler*, que descrevem o movimento de corpos rígidos. A Figura 8.1 mostra os diferentes subsistemas do veículo e como estes estão relacionados.

O simulador é capaz de exportar os dados da simulação na forma de um arquivo *.m*, que pode ser visualizado em MatLab. Isto permite a posterior manipulação e análise dos dados.

A integração do modelo dinâmico é feita pelo método *Runge-Kutta de 4ª Ordem* com passo

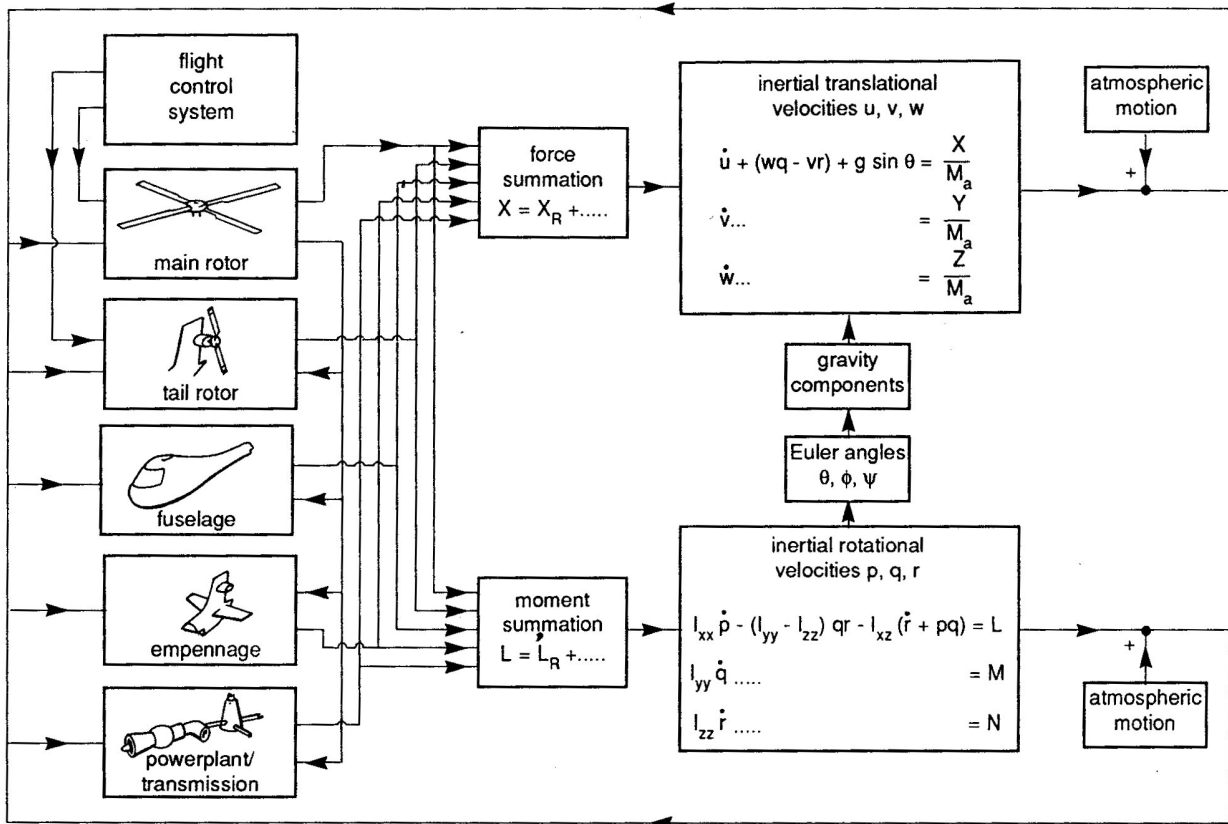


Figura 8.1: Interações entre subsistemas no simulador - [Padfield 1996]

constante de 10 ms. Este método fornece precisão adequada em muitos casos, o que justifica sua grande popularidade. Uma descrição do método *Runge-Kutta de 4ª Ordem* é fornecida no apêndice C.

8.1 O Ambiente de Simulação

A Figura 8.2 mostra o simulador em execução. O ambiente é dividido em três vistas. Na vista principal, à esquerda, o usuário pode alternar entre diversos pontos de vista diferentes, incluindo a vista do operador e a vista da cabine do helicóptero. A vista principal também traz informações a respeito da posição e orientação do veículo, velocidade do vento e o modo de controle ativado naquele instante. Caso o modo de gravação em arquivo esteja ativado, o usuário é informado através de uma mensagem no centro da tela.

Duas vistas secundárias são mostradas à direita. No canto inferior direito é mostrado o helicóptero em perspectiva. A vista do canto superior direito representa as imagens que seriam fornecidas

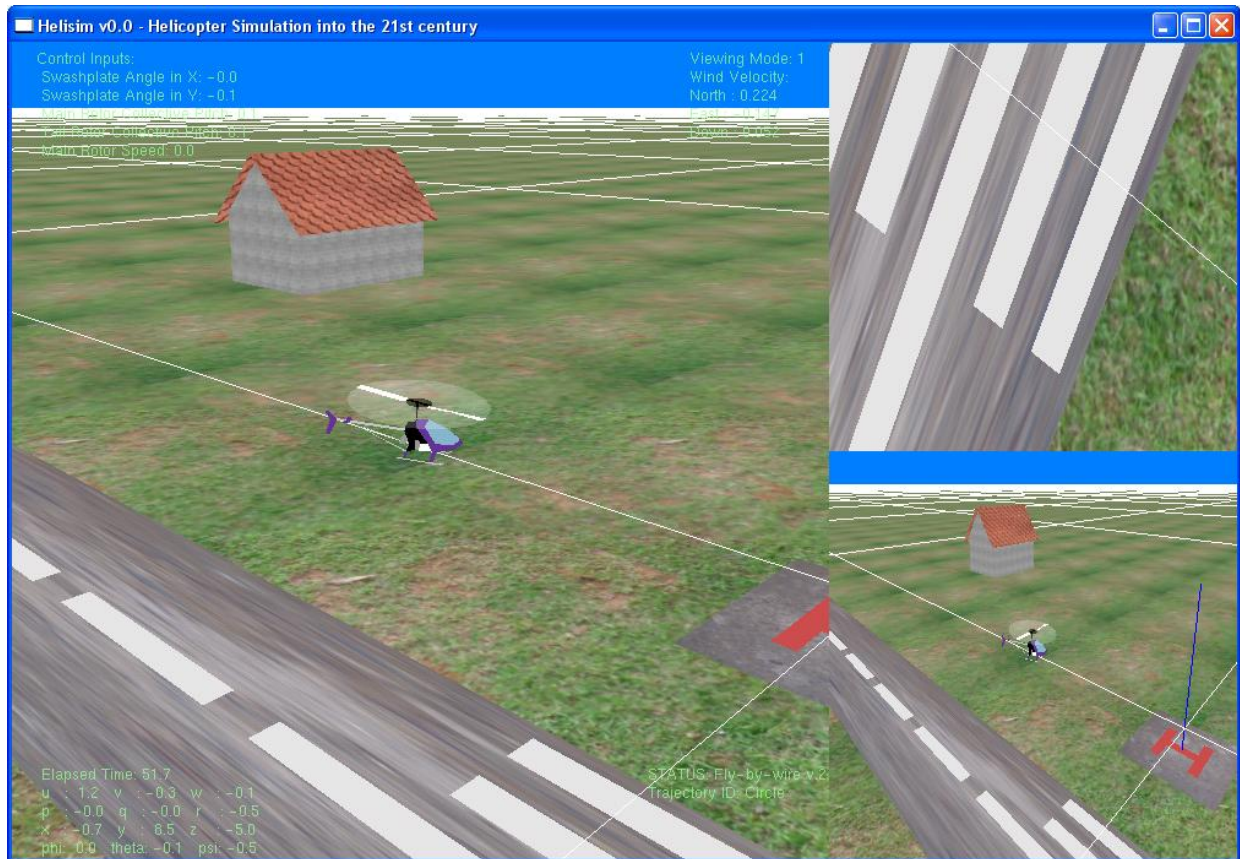


Figura 8.2: Simulador

por uma câmera instalada no helicóptero, apontando para baixo. Estas seriam as imagens utilizadas em aplicações de controle do veículo por visão computacional.

Com o simulador em funcionamento, o usuário fornecer instruções de alto nível como

- "Volte para a base";
- "Vá para a posição (x_0, y_0, z_0) ";
- "Realize uma trajetória circular" ou
- "pouse".

Pode ainda controlar o helicóptero em diversos níveis de uma hierarquia de controle. Pode modificar diretamente a referência de atitude $(\phi_d, \theta_d, \psi_d)$ ou a referência de velocidade (u_d, v_d) , ou pode controlar diretamente a angulação dos servos.

Isto permite observar a dificuldade que um operador inexperiente encontra ao tentar controlar o veículo, e mostra como isto é facilitado pela inserção de controladores de estabilização e comandos de alto nível.

8.1.1 Perturbações Atmosféricas

O vento é modelado como um filtro passa-faixa com ganho programável tendo como entrada $u(t)$ um gerador de números aleatórios. A seguir é mostrado o modelo em espaço de estados da velocidade do vento em uma direção.

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -\omega_n^2 & -2\zeta\omega_n \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} \cdot u(t) \quad (8.1)$$

$$y = \begin{bmatrix} K \cdot \omega_n^2 & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{bmatrix} \quad (8.2)$$

A escolha da frequência natural não amortecida como $\omega_n = 1,5$ e o coeficiente de amortecimento como $\zeta = 5 \cdot 10^{-5}$ fará com que o vento seja predominantemente senoidal de frequência 1 rad/s , como mostrado pelo diagrama de Bode na Figura 8.3.

A influência do vento é inserida no simulador durante a etapa de cálculo das forças e torques individuais atuantes nos componentes do helicóptero. No cálculo destes esforços, refere-se à velocidade do vento em relação ao sistema de coordenadas do veículo como u_{wind} , v_{wind} e w_{wind} .

8.1.2 Simplificações e Comentários

Em seu atual estágio de desenvolvimento, considera-se o rotor principal a velocidade constante. Assim, o controle da força de sustentação é feito apenas através do coletivo das pás. Esta simplificação é razoável para uma grande gama de regimes de operação, dado que em situações reais, busca-se manter a velocidade do rotor constante durante todo o tempo, a menos de manobras acrobáticas. Este fato, no entanto, impede a observação do fenômeno de auto-rotação, ou *windmilling*.

O simulador não emprega um modelo para o sistema de navegação inercial. Assim, não são levadas em conta as incertezas sobre a posição e atitude do helicóptero, inerentes ao sistema de medição.

No veículo real, a estimação de posição será feita pela fusão de dados de uma unidade de navegação inercial, baseada em giroscópios e acelerômetros, e um receptor GPS. O sistema de GPS só será capaz de fornecer uma estimativa de posição com um erro de três metros. Futuramente, o simulador deverá ser empregado para investigar a influência desta incerteza de medição sobre o desempenho dos controladores.

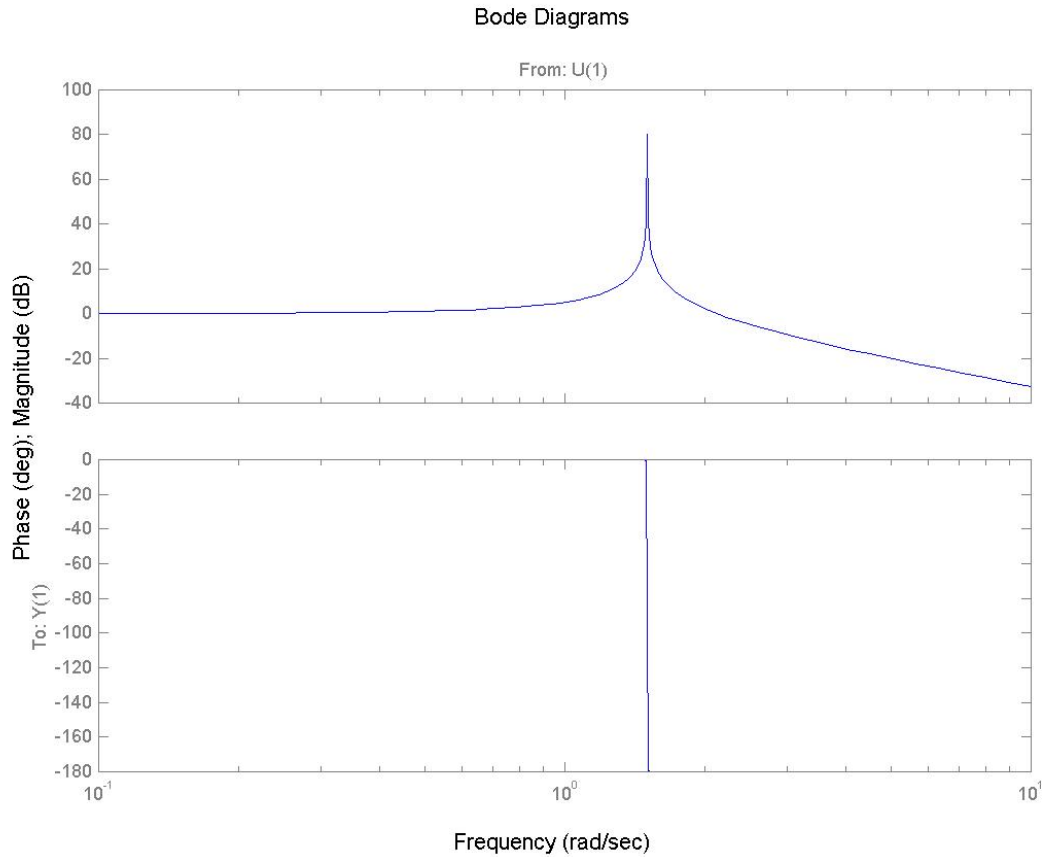


Figura 8.3: Diagrama de Bode das perturbações atmosféricas

A incerteza provocada pelo sistema de navegação inercial sobre a posição e atitude do veículo é fato motivador para a utilização de servo-controle visual durante a realização de manobras de precisão, como por exemplo o pouso. Nestas situações, o controle seria feito a partir do processamento de imagens provenientes de uma câmera instalada no veículo. Inicialmente, o sistema de servo-controle visual poderá ser desenvolvido e testado no simulador, antes de ser implementado no veículo real.

8.2 Estratégias de Controle

Nos trabalhos [Kim e Shim 2003] e [Fregene, Lai e Wang] são propostas estruturas hierárquicas de controle para helicópteros autônomos. No topo da hierarquia está o comando de alto-nível, que se comunica com o nível seguinte, que é o planejador de trajetórias. A partir da referência gerada

pelo planejador de trajetórias, calcula-se a atitude desejada do veículo. A referência de atitude é enviada a uma camada de estabilização de ângulos de Euler.

No simulador foi implementada uma estrutura de controle semelhante para o seguimento de trajetórias pré-definidas, onde um nível superior gera as referências de posição e velocidade. Estas referências são enviadas por sua vez a um controlador que gera referências em ângulos de Euler. Estes ângulos são finalmente enviados ao nível mais baixo, que estabiliza atitude do helicóptero nas referências geradas.

8.2.1 Estabilização de Atitude e Altitude

A estabilização dos ângulos de Euler do veículo é feita através de controladores PID simples, tendo como entrada os erros referentes à atitude desejada, e como saída os ângulos de atuação dos servos que comandam o passo cíclico do rotor principal e o passo coletivo do rotor de cauda.

$$\delta_{lon}(t) = K_{p,\theta}e_\theta + K_{d,\theta}\dot{e}_\theta + K_{i,\theta} \int e_\theta dt; \quad (8.3)$$

$$\delta_{lat}(t) = K_{p,\phi}e_\phi + K_{d,\phi}\dot{e}_\phi + K_{i,\phi} \int e_\phi dt; \quad (8.4)$$

$$\delta_{tail}(t) = K_{p,\psi}e_\psi + K_{d,\psi}\dot{e}_\psi + K_{i,\psi} \int e_\psi dt. \quad (8.5)$$

$$e_\phi = \phi_d(t) - \phi(t); \quad (8.6)$$

$$e_\theta = \theta_d(t) - \theta(t); \quad (8.7)$$

$$e_\psi = \psi_d(t) - \psi(t). \quad (8.8)$$

A altitude do helicóptero também é controlada com um controlador PID, tendo como saída o passo cíclico do rotor principal.

$$\delta_{col}(t) = K_{p,z}e_z + K_{d,z}\dot{e}_z + K_{i,z} \int e_z dt; \quad (8.9)$$

$$e_z = z_d(t) - z(t). \quad (8.10)$$

A Figura 8.4 mostra o bom desempenho do controlador com variações em degrau das referências de guinada, cabeceio e rolagem individualmente enquanto as outras são mantidas em zero, e também da referência de altitude. O helicóptero é capaz de seguir as referências sem erro em regime, com tempos de subida da ordem de três segundos e pequenos sobrepassos.

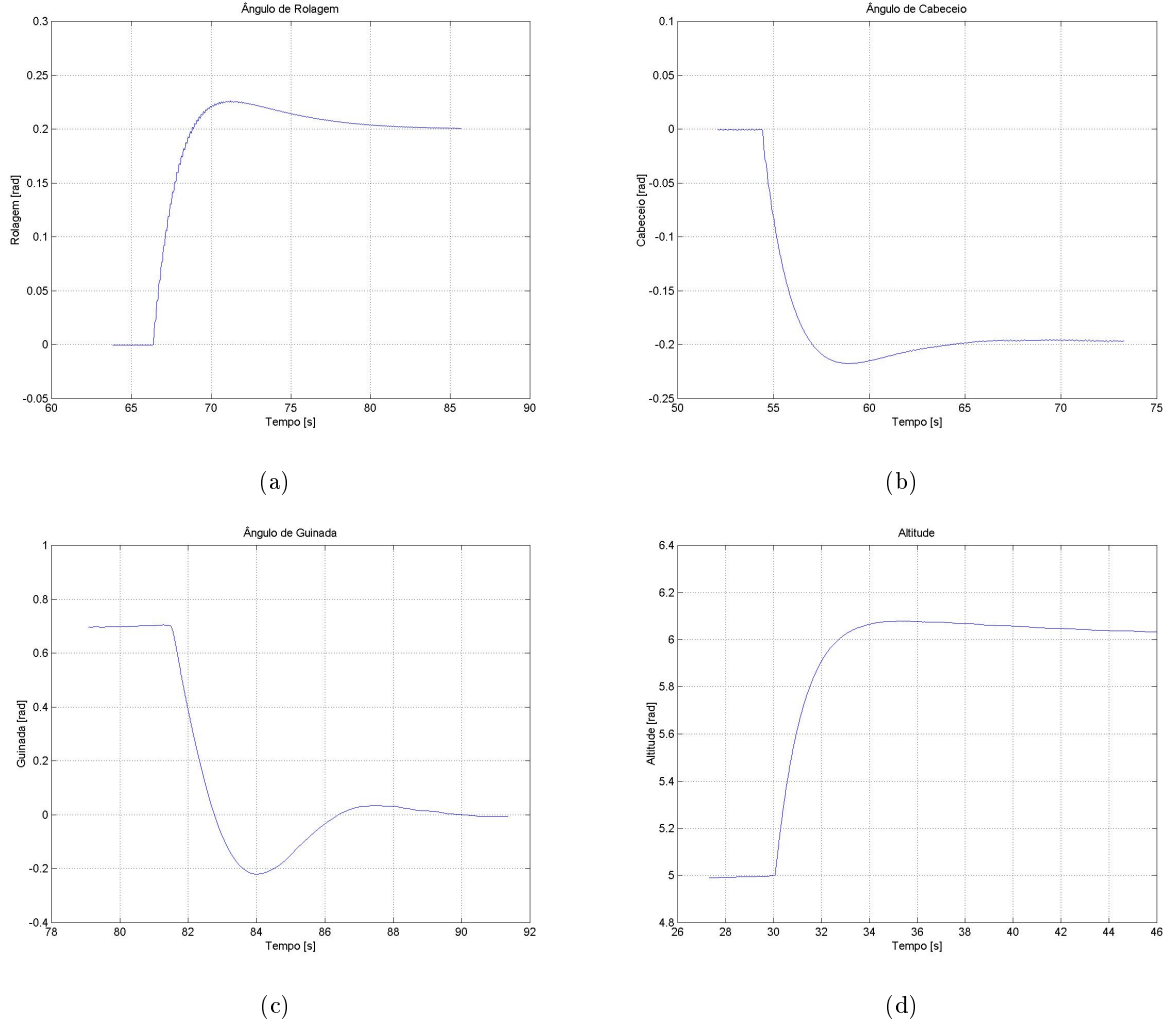


Figura 8.4: Respostas a degrau - Estabilização de Atitude e Altitude

8.2.2 Controle de Velocidade

A regulação de velocidade é feita também através de controladores PID, tendo como entrada os erros em velocidade e como saída os ângulos θ_d e ϕ_d , que por sua vez são fornecidos ao controlador de atitudes. A Figura 8.5 mostra a estrutura hierárquica utilizada para controle de velocidades.

$$\theta_d = K_{p,u} \cdot e_u + K_{d,u} \cdot \dot{e}_u + K_{i,u} \int_{t_0}^t e_u dt; \quad (8.11)$$

$$\phi_d = -K_{p,v} \cdot e_v - K_{d,v} \cdot \dot{e}_v - K_{i,v} \int_{t_0}^t e_v dt. \quad (8.12)$$

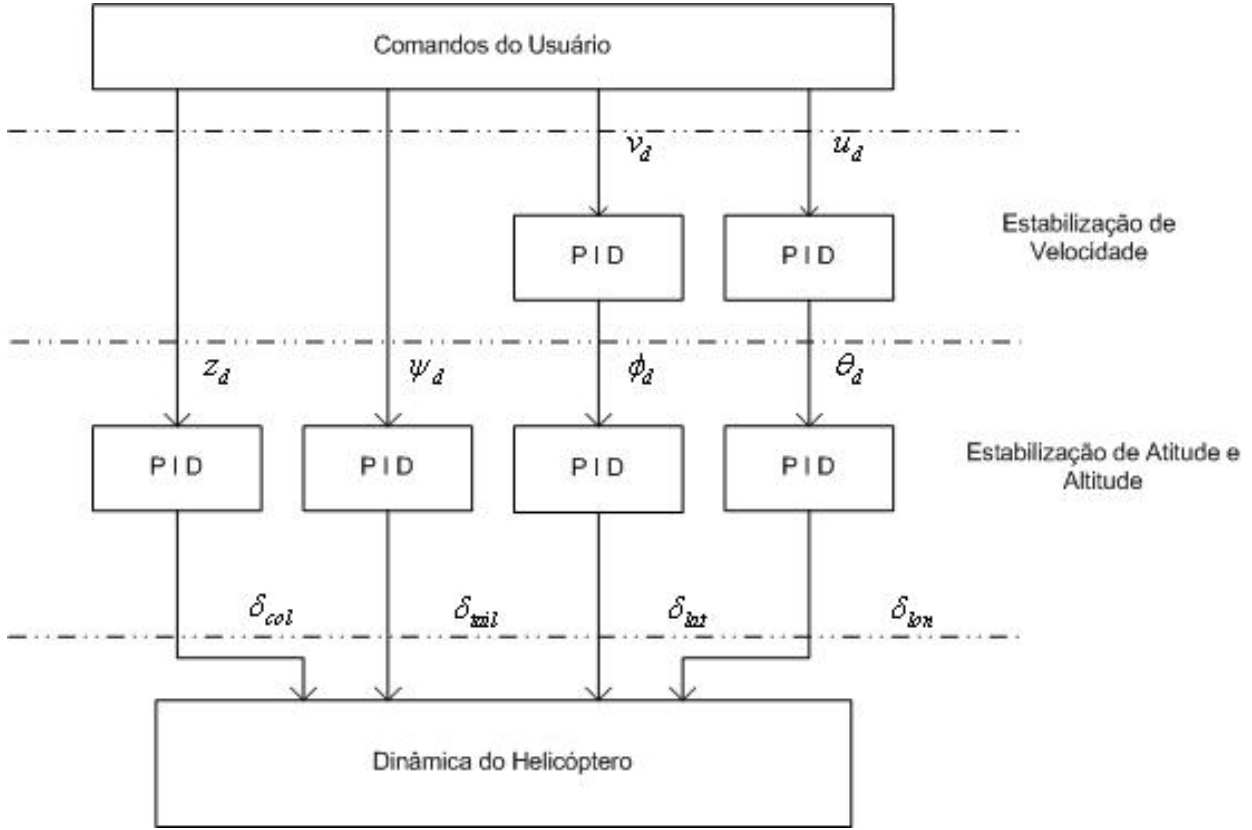


Figura 8.5: Estrutura Hierárquica para Controle de Velocidade

$$e_u = u - u_d; \quad (8.13)$$

$$e_v = v - v_d. \quad (8.14)$$

A Figura 8.6 mostra a resposta do helicóptero a uma variação em degrau de 5 m/s na referência de velocidade longitudinal. Na Figura 8.6 (a) observa-se como o ângulo de cabeceio do helicóptero é regulado para estabilizar o veículo à velocidade desejada. A evolução da velocidade é observada na Figura 8.6 (b).

De forma semelhante, a Figura 8.7 mostra a resposta do helicóptero a uma variação em degrau de 5 m/s na referência de velocidade lateral. A evolução do ângulo de rolagem para estabilizar o veículo à velocidade lateral desejada é observada na Figura 8.7 (a).

As referências foram seguidas sem erro em regime, com tempos de subida da ordem de sete segundos. As respostas do controle de velocidade dependem do desempenho do controlador de atitude, que neste caso se mostrou rápido suficiente. Mais uma vez, as constantes do controlador foram ajustadas por tentativa e erro.

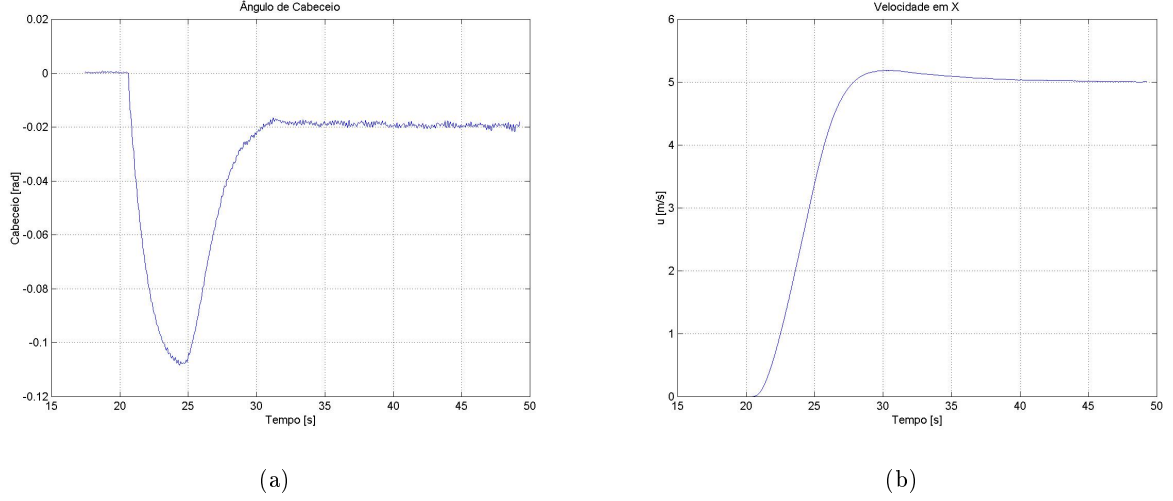


Figura 8.6: Respostas a degrau - Controle de Velocidade Longitudinal

8.2.3 Controle de Trajetória

O nível superior da hierarquia de controle para acompanhamento de trajetórias, mostrada na Figura 8.8, consiste da geração de uma referência móvel de posição e orientação:

$$X_d(t) = \begin{bmatrix} x_d(t) & y_d(t) & z_d(t) & \psi_d(t) \end{bmatrix}. \quad (8.15)$$

Em função da referência móvel, definem-se os erros de seguimento em altitude e orientação:

$$e_z(t) = z_d(t) - z(t); \quad (8.16)$$

$$e_\psi(t) = \psi_d(t) - \psi(t), \quad (8.17)$$

e os erros de seguimento no plano XY:

$$e_x(t) = (x_d(t) - x(t)) \cos \psi + (y_d(t) - y(t)) \sin \psi; \quad (8.18)$$

$$e_y(t) = -(x_d(t) - x(t)) \sin \psi + (y_d(t) - y(t)) \cos \psi. \quad (8.19)$$

Aqui, $e_x(t)$ e $e_y(t)$ foram submetidos a uma rotação em ψ de forma que estejam representados em relação ao helicóptero. Suas derivadas no tempo são dadas por:

$$\begin{aligned} \dot{e}_x(t) = & (\dot{x}_d(t) - \dot{x}(t)) \cos \psi - (x_d(t) - x(t)) \sin \psi \dot{\psi} + \\ & (\dot{y}_d(t) - \dot{y}(t)) \sin \psi + (y_d(t) - y(t)) \cos \psi \dot{\psi}; \end{aligned} \quad (8.20)$$

$$\begin{aligned} \dot{e}_y(t) = & -(\dot{x}_d(t) - \dot{x}(t)) \sin \psi - (x_d(t) - x(t)) \cos \psi \dot{\psi} + \\ & (\dot{y}_d(t) - \dot{y}(t)) \cos \psi - (y_d(t) - y(t)) \sin \psi \dot{\psi}. \end{aligned} \quad (8.21)$$

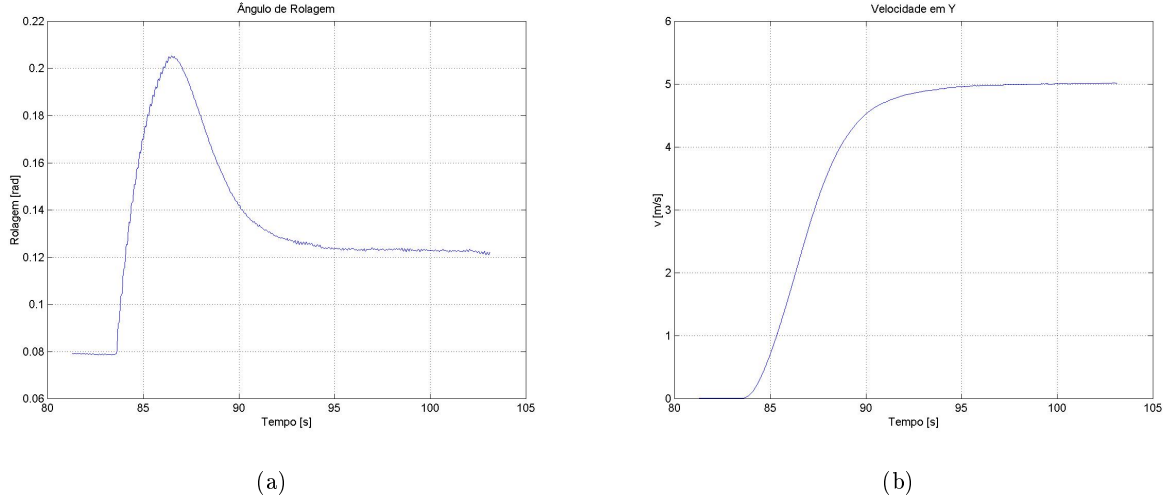


Figura 8.7: Respostas a degrau - Controle de Velocidade Lateral

Os erros de seguimento são fornecidos como entrada para controladores PID, que têm como saída os ângulos de Euler desejados:

$$\theta_d(t) = K_{p,x} \cdot e_x(t) + K_{d,x} \cdot \dot{e}_x(t) + K_{i,x} \cdot \int_{t_0}^t e_x(t) dt; \quad (8.22)$$

$$\phi_d(t) = K_{p,y} \cdot e_y(t) + K_{d,y} \cdot \dot{e}_y(t) + K_{i,y} \cdot \int_{t_0}^t e_y(t) dt. \quad (8.23)$$

Os valores desejados dos ângulos de Euler e de altitude são utilizados como entrada para os controladores PID do nível inferior da hierarquia.

A Figura 8.9 (a) mostra o seguimento de uma trajetória circular, parametrizada em 100 segundos. A Figura 8.9 (b) mostra o seguimento de uma trajetória quadrada, parametrizada em 200 segundos. Em ambos os casos, o veículo parte do repouso e mantém orientação constante.

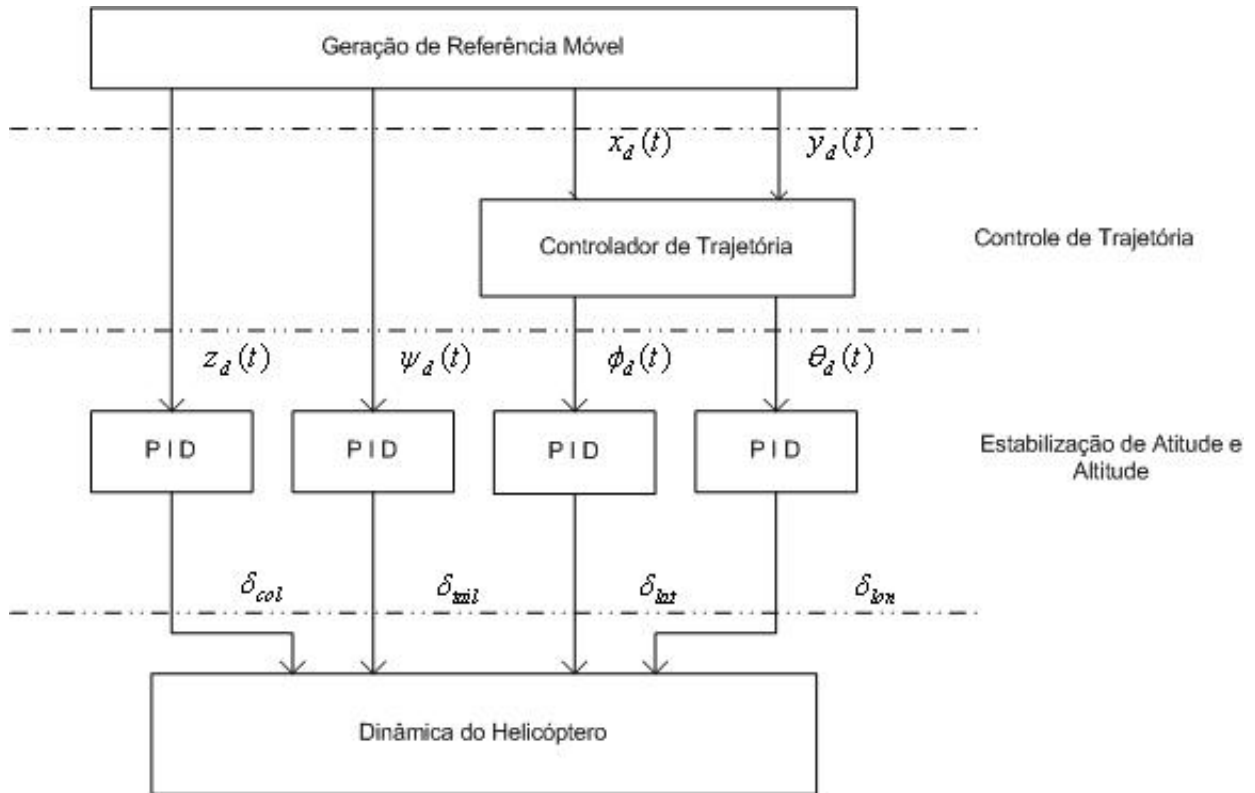
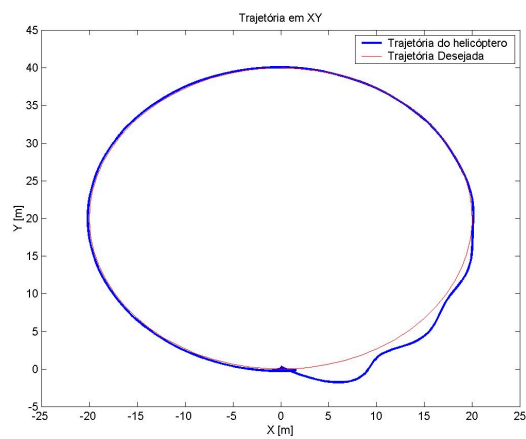
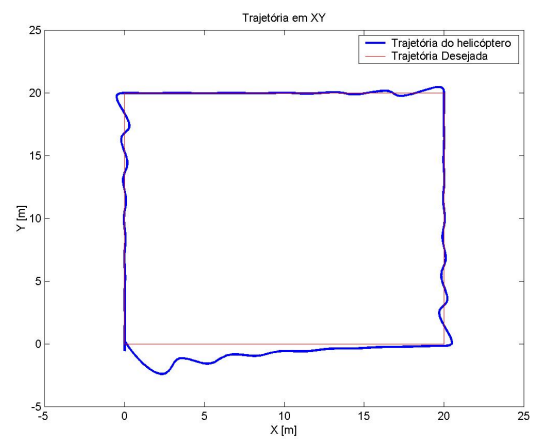


Figura 8.8: Estrutura Hierárquica para Acompanhamento de Trajetórias



(a) Círculo



(b) Quadrado

Figura 8.9: Seguimento de Trajetórias

Conclusão da Parte II

Everybody's simulation model is guilty until proven innocent. ¹

Todo modelo de simulação é culpado até que se prove o contrário. Esta afirmação reflete o fato de que qualquer simulador ou qualquer modelo dinâmico deve ser submetido a validação experimental antes que seus resultados possam ser considerados confiáveis. Deste ponto de vista, o modelo de simulação descrito no presente trabalho será "culpado" até que UAV do projeto Carcarah esteja em um estágio de desenvolvimento que permita a coleta de dados a respeito de seu desempenho dinâmico. Não obstante, o simulador já permite boa análise do comportamento dinâmico de um helicóptero em escala reduzida e já pode ser utilizado para o desenvolvimento de leis de controle, planejamento e otimização de trajetórias.

Estudos preliminares sobre a identificação do modelo dinâmico do UAV poderão ser conduzidos diretamente no simulador. Posteriormente, isto possibilitará a síntese de controladores baseados no modelo dinâmico não-linear. Considera-se a implementação de técnicas de controle robusto, tais como o modo deslizante (SMC), para levar em conta imperfeições no modelamento e variações nos parâmetros.

¹Thomas H. Lawrence ao 50º Forum Anual da American Helicopter Society, Washington, 1994 - Fonte : [Padfield 1996]

Desenvolvimentos futuros deverão incluir ainda a introdução da dinâmica do sistema de navegação inercial (*INS*) e do GPS, para investigação de seus efeitos no desempenho dos controladores do helicóptero. Os erros de estimação do sistema INS/GPS são ainda motivadores à implementação do servo-controle visual, principalmente em manobras de precisão, como o pouso. O realismo gráfico do simulador o torna adequado ao estudo da implementação deste tipo de sistema.

Espera-se que o simulador desenvolvido aqui venha a ser ferramenta valiosa para o futuro andamento do projeto Carcarah, servindo como plataforma de testes para qualquer sistema do UAV, sem que o veículo real seja comprometido.

Bibliografia

- [Bo e Miranda 2004]BO, A. P. L.; MIRANDA, H. H. F. Concepção de uma plataforma experimental para estudo de controle de um modelo reduzido de helicóptero. Junho 2004.
- [Chriette, Hamel e Mahony 2001]CHRIETTE, A.; HAMEL, T.; MAHONY, R. Visual servoing for a scale model autonomous helicopter. In: IEEE. *International Conference on Robotics and Automation - Seoul, Korea*. [S.l.], 2001.
- [Creuze 2002]CREUZE, V. *Navigation référencée terrain pour véhicule autonome sous-marin*. Tese (Doutorado) — Université de Montpellier II, Novembro 2002.
- [Cristi, Papoulias-Fotis e Healey 1990]CRISTI, R.; PAPOULIAS-FOTIS, A.; HEALEY, J. Adaptive sliding mode control of autonomous underwater vehicles in the dive plane. *IEEE Journal of Oceanic Engineering*, v. 3, n. 15, 1990.
- [Debitetto 1995]DEBITETTO, A. Fuzzy logic for depth control of unmanned undersea vehicles. *IEEE Journal of Oceanic Engineering*, v. 3, n. 20, 1995.
- [Fossen 1994]FOSSEN, T. I. *Guidance and Control of Ocean Vehicles*. [S.l.]: John Wiley & Sons Ltd., 1994.
- [Fregene, Lai e Wang]FREGENE, K.; LAI, G.; WANG, D. A control structure for autonomous model helicopter navigation. In: . [S.l.: s.n.].
- [Gavrilets, Mettler e Feron]GAVRILETS, V.; METTLER, B.; FERON, E. Dynamic model for a miniature aerobatic helicopter.
- [Gavrilets et al.]GAVRILETS, V. et al. Avionics system for a small unmanned helicopter performing aggressive maneuvers.
- [Healey e Lienard 1993]HEALEY, J.; LIENARD, D. Multivariable sliding mode control for autonomous diving and steering of unmanned underwater vehicles. *IEEE Journal of Oceanic Engineering*, v. 3, n. 18, 1993.
- [Jalving 1994]JALVING, B. The ndrea-auv flight control system. *IEEE Journal of Oceanic Engineering*, v. 19, n. 4, Outubro 1994.

- [Kawano e Ura 2002]KAWANO, H.; URA, T. Fast reinforcement learning algorithm for planning of non-holonomic autonomous underwater vehicle in disturbance. In: *International Conference on Intelligent Robots and Systems*. [S.l.: s.n.], 2002.
- [Kim e Shim 2003]KIM, H. J.; SHIM, D. H. A flight control system for aerial robots: algorithms and experiments. *Control Engineering Practice*, Outubro 2003.
- [LePage e Holappa 2000]LEPAGE, Y. G.; HOLAPPA, K. W. Simulation and control of an autonomous underwater vehicle equipped with a vectored thruster. In: *MTS/IEEE OCEANS*. [S.l.: s.n.], 2000.
- [Lépinay, Zapata e Jouvencel 1993]LÉPINAY, P.; ZAPATA, R.; JOUVENCEL, B. Sensor-based control of reactive behaviours of walking machines. In: *International Conference IECON'93*. Maui, Hawaii, EUA: [s.n.], 1993.
- [Martins-Encarnação 2002]MARTINS-ENCARNAÇÃO, P. *Nonlinear path following control system for ocean vehicles*. Tese (Doutorado) — Universidade Técnica de Lisboa, 2002.
- [Mettler, Tischler e Kanade 1999]METTLER, B.; TISCHLER, M. B.; KANADE, T. System identification of small-size unmanned helicopter dynamics. In: *American Helicopter Society 55th Forum*. Quebec, Canada: [s.n.], 1999.
- [Munziger 1998]MUNZIGER, C. *Development of a Real-Time Flight Simulator for an Experimental Model Helicopter*. Dissertação (Mestrado) — Georgia Institute of Technology, Atlanta, Dezembro 1998.
- [Nieuwstadt e Morris 1995]NIEUWSTADT, M. van; MORRIS, J. C. Control of rotor speed for a model helicopter. In: *Proceedings of the American Control Conference*. Seattle, Washington, EUA: [s.n.], 1995.
- [Padfield 1996]PADFIELD, G. D. *Helicopter Flight Dynamics : The Theory and Application of Flying Qualities and Simulation Modeling*. [S.l.]: AIAA Education Series, 1996.
- [Pan-Mook, Seok-Won e Yong-Kon 1999]PAN-MOOK, L.; SEOK-WON, H.; YONG-KON, L. Discrete-time quasi-sliding mode control of an autonomous underwater vehicle. *IEEE Journal of Oceanic Engineering*, v. 3, n. 24, 1999.
- [Roberts, Corke e Buskey 2003]ROBERTS, J. M.; CORKE, P. I.; BUSKEY, G. Low-cost flight control system for a small autonomous helicopter. In: *Proceedings of the 2003 IEEE International Conference on Robotics and Automation*. Taipei, Taiwan: [s.n.], 2003.
- [Rodrigues, Tavares e Prado 1996]RODRIGUES, L.; TAVARES, P.; PRADO, M. Sliding mode control of an auv in the diving and steering planes. In: *MTS/IEEE OCEANS*. [S.l.: s.n.], 1996.
- [Salgado-Jimenez 2004]SALGADO-JIMENEZ, T. *Contribution à la commande d'un robot sous-marin de type torpille*. Tese (Doutorado) — Univestité de Montpellier II, Dezembro 2004.
- [Salgado-Jimenez et al. 2004]SALGADO-JIMENEZ, T. et al. A robust control algorithm for auv: based on a high order sliding mode. In: *Proceedings IEEE OCEANS*. Kobe, Japão: [s.n.], 2004.
- [Santos 1995]SANTOS, S. A. *Contribution à la Conception des sous-marins autonomes : Architecture des actionneurs, architecture des capteurs d'altitude et commandes référencées capteurs*. Tese (Doutorado) — Ecole Nationale Supérieure des Mines de Paris, 1995.
- [Shreiner et al.]SHREINER, D. et al. *OpenGL Programming Guide: The Official Guide to Learning OpenGL*. [S.l.]: Addison Wesley.
- [Tweddle et al. 2005]TWEDDLE, B. et al. An implementation of a network based aerial reconnaissance system. In: . [S.l.: s.n.], 2005.
- [Vaganay, Jouvencel e Lépinay 1998]VAGANAY, J.; JOUVENCEL, B.; LÉPINAY, P. Taipan, an auv for very shallow water applications. In: *World Automation Congress*. San Diego: [s.n.], 1998.
- [Vilchis et al. 2003]VILCHIS, J. A. et al. Nonlinear modelling and control of helicopters. *Automatica*, n. 39, p. 1583 – 1596, 2003.

- [Weiss et al. 2003]WEISS, P. et al. Freesub: Modular control system for intervention auvs (iauvs). In: *Proceedings 13th International Symposium on Unmanned Untethered Submersible Technology*. Durham, New Hampshire, EUA: [s.n.], 2003.
- [Whitcomb 2000]WHITCOMB, L. Underwater robotics: Out of the research laboratory and into the field. In: IEEE. [S.l.], 2000.
- [Zapata 1991]ZAPATA, R. *Quelques aspects topologiques de la planification de mouvements et des actions réflexes en robotique mobile*. Tese (Doutorado) — Université de Montpellier II, Julho 1991.
- [Zapata e Lépinay 1998]ZAPATA, R.; LÉPINAY, P. Collision avoidance of a 3d simulated flying robot. In: *International Symposium in Robotics and Automation*. [S.l.: s.n.], 1998.
- [Zapata, Lépinay e Thompson 1994]ZAPATA, R.; LÉPINAY, P.; THOMPSON, P. Reactive behaviours of fast mobile robots. *Journal of Robotic Systems*, Janeiro 1994.

Parâmetros do Modelo do TAIPAN II

A.1 Parâmetros Geométricos

Tabela A.1: Parâmetros Geométricos

Parâmetro	Valor	Descrição
r	$0,1\ m$	raio
l	$1,88\ m$	comprimento
m	$50,7\ kg$	massa
V_{fl}	$0,0508\ m^3$	volume

A.2 Parâmetros de Inércia

Os parâmetros de inércia do modelo do TAIPAN II foram calculados a partir de um modelo em CAD.

Tabela A.2: Centro de Gravidade

Parâmetro	Valor
x_G	$-0,3558 \text{ m}$
y_G	$0,0007 \text{ m}$
z_G	$0,0175 \text{ m}$

Tabela A.3: Tensor de Inércia

Parâmetro	Valor
I_{xx}	$0,3034 \text{ Nms}^2$
I_{xy}	$0,000 \text{ Nms}^2$
I_{xz}	$0,000 \text{ Nms}^2$
I_{yy}	$10,9004 \text{ Nms}^2$
I_{yx}	$0,000 \text{ Nms}^2$
I_{yz}	$0,000 \text{ Nms}^2$
I_{zz}	$10,9004 \text{ Nms}^2$
I_{zx}	$0,000 \text{ Nms}^2$
I_{zy}	$0,000 \text{ Nms}^2$

A.3 Parâmetros Hidrodinâmicos

Os parâmetros de *massa adicionada* foram calculados analiticamente, de acordo com a formulação para corpos elipsoidais proposta em [Fossen 1994].

A.4 Parâmetros de Amortecimento

Os valores dos coeficientes de amortecimento foram obtidos em experimentos em um tanque de ensaios hidrodinâmicos.

A.5 Peso e Empuxo

Tabela A.4: Massa Adicionada

Parâmetro	Valor
$X_{\dot{u}}$	$-5,07 \text{ kg}$
$Y_{\dot{v}}$	$-50,07 \text{ kg}$
$Z_{\dot{w}}$	$-50,07 \text{ kg}$
$K_{\dot{p}}$	$-0,3034 \text{ kgm}^2/\text{rad}$
$M_{\dot{q}}$	$-18,01905 \text{ kgm}^2/\text{rad}$
$N_{\dot{r}}$	$-18,01905 \text{ kgm}^2/\text{rad}$

Tabela A.5: Coeficientes de Amortecimento

Parâmetro	Valor
X_{uu}	$-4,0 \text{ kg/m}$
Y_{vv}	$-350,0 \text{ kg/m}$
Z_{ww}	$-350,0 \text{ kg/m}$
K_{pp}	$-2,0 \text{ kg m}^2/\text{rad}^2$
M_{qq}	$-200,0 \text{ kg m}^2/\text{rad}^2$
N_{rr}	$-200,0 \text{ kg m}^2/\text{rad}^2$
Z_{uw}	$-40,7502 \text{ kg/m}$
Z_{uq}	$-37,3271 \text{ kg/rad}$
M_{uw}	$-10,2801 \text{ kg}$
M_{uq}	$-34,1917 \text{ kg m/rad}$
Y_{uv}	$-40,7502 \text{ kg/m}$
Y_{ur}	$37,3271 \text{ kg/rad}$
N_{uv}	$-10,2801 \text{ kg}$
N_{ur}	$-34,1917 \text{ kg m/rad}$

Tabela A.6: Parâmetros Físicos

Parâmetro	Valor	Descrição
ρ	1025 kg m^3	Densidade da água do mar
g	$9,81 \text{ m/s}^2$	Aceleração da gravidade

Tabela A.7: Peso e Empuxo

Parâmetro	Valor	Descrição
WW	510,8067 N	Peso
BB	497,3670 N	Empuxo

Tabela A.8: Centro de Empuxo

Parâmetro	Valor
x_B	-0,3454 m
y_B	0,0003 m
z_B	0,0031 m

Parâmetros do Modelo do XCell-60

A seguir são fornecidos os valores numéricos dos parâmetros do modelo do helicóptero XCell-60. Utiliza-se a abreviação c.g. para centro de gravidade, r.p. para rotor principal e r.c. para rotor de cauda.

Tabela B.1: Parâmetros de Inércia

Parâmetro	Valor	Descrição
m	$8,2 \text{ kg}$	Massa do Helicóptero
I_{xx}	$0,18 \text{ kg m}^2$	Momento de Inércia de Rolagem
I_{yy}	$0,34 \text{ kg m}^2$	Momento de Inércia de Cabeceio
I_{zz}	$0,28 \text{ kg m}^2$	Momento de Inércia de Guinada

Tabela B.2: Parâmetros do Rotor Principal

Parâmetro	Valor	Descrição
Ω_{nom}	167 <i>rad/sec</i>	velocidade nominal do r.p.
K_β	54 <i>N m/rad</i>	Rigidez torcional do eixo de fixação do motor
R_{mr}	0,775 <i>m</i>	Raio do r.p.
c_{mr}	0,058	corda do r.p.
a_{mr}	5,5 <i>rad</i> ⁻¹	inclinação da curva de sustentação da pá do r.p.
$C_{D_0}^{mr}$	0,024	coeficiente de arrasto da pá do r.p.
$C_{T_{max}}^{mr}$	0,0055	coeficiente de empuxo máximo do r.p.
δ_r^{trim}	0,1 <i>rad</i>	offset do coletivo do r.p. para voo pairado
h_{mr}	0,235 <i>m</i>	distância do r.p. acima do c.g.

Tabela B.3: Parâmetros da Dinâmica de Batimento das Pás

Parâmetro	Valor	Descrição
$B_{\delta_{lat}}^{nom}$	4,2 <i>rad/rad</i>	ganho de batimento lateral a velocidade nominal
$A_{\delta_{lon}}^{nom}$	4,2 <i>rad/rad</i>	ganho de batimento longitudinal a velocidade nominal
$K\mu$	0.2	escala da resposta do batimento à velocidade
$I_{\beta_{mr}}$	0,038 <i>kg m</i> ²	inércia de batimento da pá do r.p.

Tabela B.4: Parâmetros do Rotor de Cauda

Parâmetro	Valor	Descrição
R_{tr}	0,13 <i>m</i>	raio
c_{tr}	0,029	corda
a_{tr}	5,0 <i>rad</i> ⁻¹	inclinação da curva de sustentação da pá
$C_{D_0}^{tr}$	0,024	coeficiente de arrasto da pá
$C_{T_{max}}^{tr}$	0,005	coeficiente de empuxo máximo
n_{tr}	4,66	razão de engrenagens entre r.p. e o r.c.
l_{tr}	0,91 <i>m</i>	distância do r.c. atrás do centro de massa
h_{tr}	0,08 <i>m</i>	distância do r.c. acima do centro de massa

Tabela B.5: Parâmetros da Fuselagem

Parâmetro	Valor	Descrição
S_x^{fus}	0,1 m^2	área frontal de arrasto da fuselagem
S_y^{fus}	0,22 m^2	área lateral de arrasto da fuselagem
S_z^{fus}	0,15 m^2	área vertical de arrasto da fuselagem

Tabela B.6: Parâmetros da Aleta Vertical

Parâmetro	Valor	Descrição
S_{vf}	0,012 m^2	área efetiva da aleta vertical
$C_{L_\alpha}^{vf}$	2,0 rad^{-1}	inclinação da curva de sustentação da aleta vertical
ε_{vf}^{tr}	0,2	fração da aleta exposta à velocidade induzida do r.c.

Tabela B.7: Parâmetros do Estabilizador Horizontal

Parâmetro	Valor	Descrição
γ_{fb}	0,8	Número de Lock do Estabilizador Horizontal
S_{ht}	0,01 m^2	área da aleta horizontal
$C_{L_\alpha}^{ht}$	2,0 rad^{-1}	inclinação da curva de sustentação da aleta horizontal
l_{ht}	0,71 m	distância do estabilizador horizontal atrás do c.g.

Tabela B.8: Parâmetros do Motor

Parâmetro	Valor	Descrição
n_{es}	9,0	razão de engrenagens entre r.p. e eixo do motor
P_{eng}^{idle}	0,0 $Watts$	potência do motor em vazio
P_{eng}^{max}	2000,0 $Watts$	potência máxima do motor
K_p	0,01 s/rad	ganho proporcional do comando do motor
K_i	0,02 $1/rad$	ganho integral do comando do motor

Técnicas de Integração Numérica

C.1 Integração de Euler

A fórmula para o método de Euler é:

$$y_{n+1} = y_n + hf(x_n, y_n) \quad (\text{C.1})$$

Esta expressão fornece a solução em x_{n+1} a partir do valor de y_n e sua derivada em x_n . Por utilizar apenas a primeira derivada da função no instante inicial, este método é denominado de *primeira ordem*, seu erro dependendo de h^2 . Sua interpretação gráfica pode ser vista na figura C.1.

Em muitas situações este método não é suficientemente estável, e existem outros métodos que fornecem soluções mais acuradas para o mesmo passo de integração. Por estes e outros motivos, o método de integração de Euler não é recomendado para aplicações práticas, mas é visto como peça fundamental para outros métodos, como será visto a seguir.

C.2 Runge-Kutta de 2a Ordem

O método Runge-Kutta de 2a ordem é um refinamento do método de Euler. O passo de integração é calculado a partir da derivada da função na metade do intervalo, como mostrado na figura C.2.

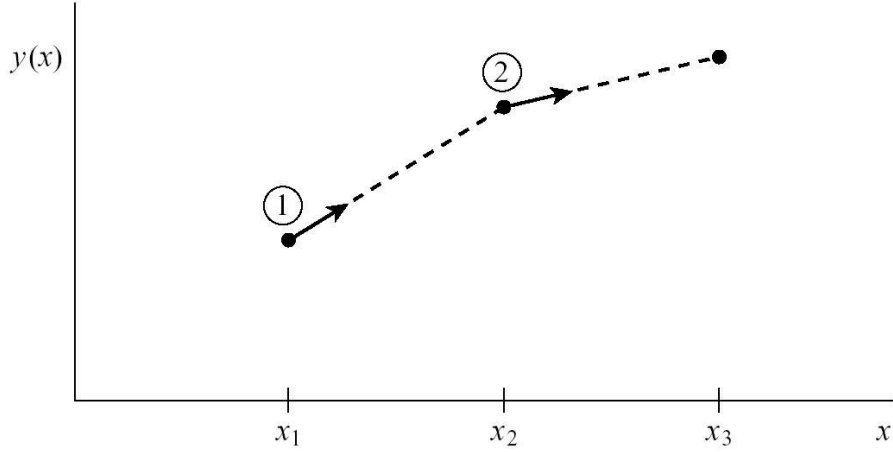


Figura C.1: Integração por Euler

Este método é calculado em duas etapas. Primeiramente realiza-se um passo 'teste', levando-se em conta a derivada da função no início do intervalo:

$$k_1 = hf(x_n, y_n). \quad (\text{C.2})$$

A partir do valor k_1 encontrado, calcula-se o passo definitivo a partir do ponto médio do intervalo:

$$k_2 = hf\left(x_n + \frac{1}{2}h, y_n + \frac{1}{2}k_1\right). \quad (\text{C.3})$$

A solução em x_{n+1} é portanto dada por:

$$y_{n+1} = y_n + k_2 + O(h^3). \quad (\text{C.4})$$

O erro, neste caso é de *segunda ordem*, representado por $O(h^3)$.

C.3 Runge-Kutta de 4a Ordem

Pode-se aperfeiçoar o método visto adicionando passos intermediários através o mesmo raciocínio seguido no método Runge-Kutta de 2a Ordem. Desta forma, pode-se aumentar a ordem do algoritmo, eliminando os termos de erro um a um. Isto é visto no método Runge-Kutta de 4a ordem.

O método *Runge-Kutta de 4a Ordem* é o mais largamente utilizado atualmente, fornecendo em

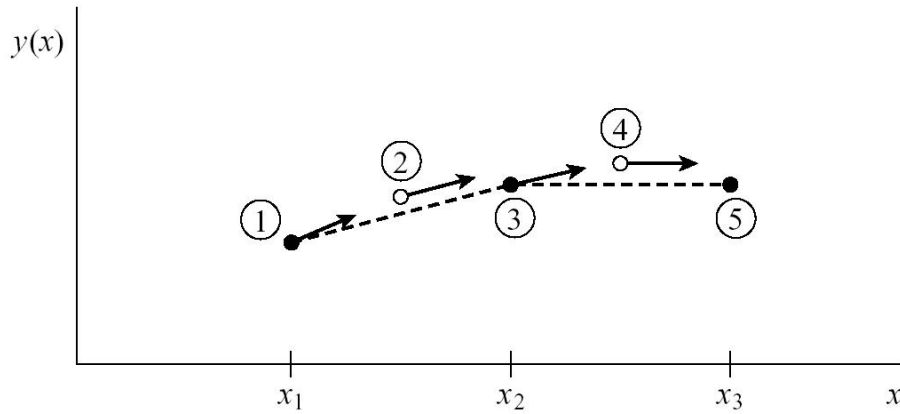


Figura C.2: Integração por Runge-Kutta de 2a Ordem

geral soluções mais acuradas que o método de segunda ordem. Este método requer que a função $f(x_n, y_n)$ seja calculada quatro vezes para cada passo de integração h .

$$k_1 = hf(x_n, y_n) \quad (\text{C.5})$$

$$k_2 = hf\left(x_n + \frac{1}{2}h, y_n + \frac{1}{2}k_1\right) \quad (\text{C.6})$$

$$k_3 = hf\left(x_n + \frac{1}{2}h, y_n + \frac{1}{2}k_2\right) \quad (\text{C.7})$$

$$k_4 = hf(x_n + h, y_n + k_3) \quad (\text{C.8})$$

$$y_{n+1} = y_n + \frac{k_1}{6} + \frac{k_2}{3} + \frac{k_3}{3} + \frac{k_4}{6} + O(h^5) \quad (\text{C.9})$$

O método *Runge-Kutta de 4a Ordem* de passo constante fornece precisão adequada em muitos casos, o que justifica sua grande popularidade. Este foi o método escolhido para a utilização no simulador de helicóptero desenvolvido. Em outras situações, no entanto, torna-se necessário seu refinamento através de métodos de passo variável ou outros como de predição-correção.

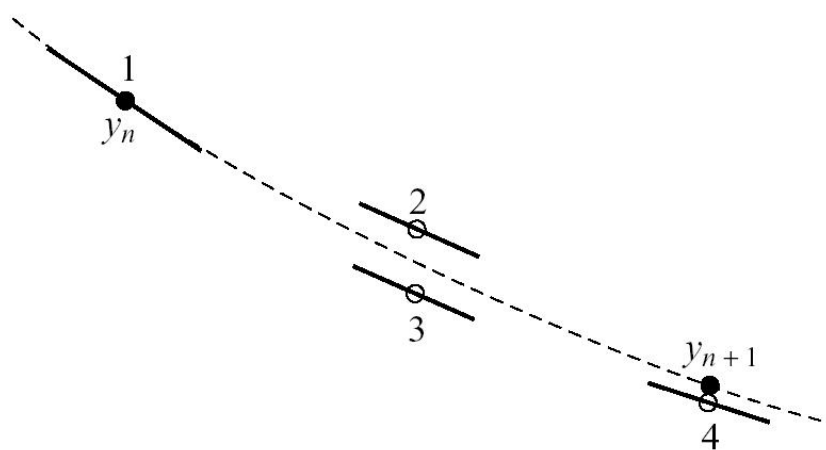


Figura C.3: Integração por Runge-Kutta de 4a Ordem