

INSTITUTO MILITAR DE ENGENHARIA

GEORGE SOUZA COSTA

UTILIZAÇÃO DA VERIFICAÇÃO DE MODELOS PARA O
PLANEJAMENTO DE MISSÕES DE VEÍCULOS AÉREOS
NÃO-TRIPULADOS

Dissertação de Mestrado apresentada ao Curso de Mestrado em Engenharia Elétrica do Instituto Militar de Engenharia, como requisito parcial para obtenção do título de Mestre em Ciências em Engenharia Elétrica.

Orientador: Prof. Antonio Eduardo Carrilho da Cunha,
Dr. Eng.,
Co-orientador: Prof. Roberto Ades, Dr.,

Rio de Janeiro
2008

Livros Grátis

<http://www.livrosgratis.com.br>

Milhares de livros grátis para download.

c2008

INSTITUTO MILITAR DE ENGENHARIA
Praça General Tibúrcio, 80-Praia Vermelha
Rio de Janeiro-RJ CEP 22290-270

Este exemplar é de propriedade do Instituto Militar de Engenharia, que poderá incluí-lo em base de dados, armazenar em computador, microfilmar ou adotar qualquer forma de arquivamento.

É permitida a menção, reprodução parcial ou integral e a transmissão entre bibliotecas deste trabalho, sem modificação de seu texto, em qualquer meio que esteja ou venha a ser fixado, para pesquisa acadêmica, comentários e citações, desde que sem finalidade comercial e que seja feita a referência bibliográfica completa.

Os conceitos expressos neste trabalho são de responsabilidade do(s) autor(es) e do(s) orientador(es).

621.3 Costa, George Souza
C837u Utilização da Verificação de Modelos para o Planeja-
 mento de Missões de Veículos Aéreos não-Tripulados /
 George Souza Costa. - Rio de Janeiro: Instituto Militar
 de Engenharia, 2008.
 104 p.: il.

Dissertação (mestrado) - Instituto Militar de Engenharia - Rio de Janeiro, 2008.

1. Verificação de Modelos. 2. Modelagem Híbrida.
3. Autômatos Híbridos. 4. Veículos Aéreos não-Tripulados. I. Título. II. Instituto Militar de Engenharia.

CDD 621.3

INSTITUTO MILITAR DE ENGENHARIA

GEORGE SOUZA COSTA

**UTILIZAÇÃO DA VERIFICAÇÃO DE MODELOS PARA O
PLANEJAMENTO DE MISSÕES DE VEÍCULOS AÉREOS
NÃO-TRIPULADOS**

Dissertação de Mestrado apresentada ao Curso de Mestrado em Engenharia Elétrica do Instituto Militar de Engenharia, como requisito parcial para obtenção do título de Mestre em Ciências em Engenharia Elétrica.

Orientador: Prof. Antonio Eduardo Carrilho da Cunha, Dr. Eng.,

Co-orientador: Prof. Roberto Ades, Dr.,

Aprovada em 29 de Janeiro de 2008 pela seguinte Banca Examinadora:

Prof. Antonio Eduardo Carrilho da Cunha, Dr. Eng., IME - Presidente

Prof. Roberto Ades, Dr., IME

Prof Amit Bhaya, Dr., COPPE/UFRJ

Prof. Antonio Marcus Nogueira Lima, Dr., UFCG

Prof. Jean-Marie Alexandre Farines, Dr., UFSC

Rio de Janeiro
2008

Eu dedico este trabalho aos meus Pais.

AGRADECIMENTOS

Agradeço primeiramente a *DEUS* que insiste em estar comigo mesmo diante de toda minha omissão.

Em seguida, agradeço a *minha família*, principalmente aos meus Pais, *Raimundo A. Costa* e *Maria Maisa S. Costa*, por terem incentivado e motivado esta jornada. A eles o meu eterno agradecimento por todas as conquistas que tenho alcançado. Essas vitórias não seriam possíveis sem o sacrifício deles em prol do apoio incondicional que sempre manifestaram por mim. Agradeço também aos meus irmãos, *Gustav* e *Tatiana*, que apesar da distância física sempre me depositaram votos de sucesso.

Ao Instituto Militar de Engenharia, e à Seção de Engenharia Elétrica, que me selecionou para a realização deste curso de mestrado.

Ao Prof. Antonio Eduardo Carrilho da Cunha, que além do desafio de me orientar nesta jornada, que o fez com maestria, tornou-se um amigo de grande estima, sempre me ajudando e ensinando com paciência e sabedoria.

Ao Prof. Roberto Ades, pelas orientações, correções e sugestões que foram fundamentais para o fechamento deste trabalho.

Aos doutores Jean-Marie, Antonio Marcus e Amit Bhaya por terem aceitado o convite para participar da banca examinadora e também pelas críticas e comentários que muito contribuíram para a melhoria deste trabalho.

Aos demais professores do curso de mestrado da Seção de Engenharia Elétrica, registro meu agradecimento pela preocupação em realizar uma boa formação para todos os alunos.

Agradeço também aos meus colegas de turma pela convivência agradável e pelas palavras de motivação. Amigos com quem aprendi muito e que nunca serão esquecidos.

A todos os funcionários da parte administrativa do curso que sempre me atenderam de forma agradável, auxiliando-me sempre que solicitados.

Por fim, agradeço a *Ana Carla da Cruz Araujo* a quem sou grato pelo carinho e afeto dados nos momentos de dificuldade.

RESUMO

Este trabalho trata do planejamento de missões de veículos aéreos não-tripulados (VANTs) por intermédio da aplicação de técnicas de verificação de modelos dinâmicos híbridos.

O objetivo no planejamento das missões consiste basicamente em determinar, com segurança, a exequibilidade das operações realizadas com VANTs, baseados na modelagem híbrida das características desses veículos, como também das missões que deverão realizar.

Dentro dessa perspectiva foi desenvolvida uma ferramenta, fruto de uma implementação que busca integrar o MATLAB e o PHAVer, na qual a partir das informações de parâmetros inerentes ao VANT e de sua respectiva missão foi possível avaliar toda a região alcançável pelo veículo no teatro de operações, bem como a influência do ambiente - o vento -, conjuntamente com a possibilidade de avaliação da demanda de combustível e seu valor ótimo para o cumprimento da missão.

Alguns resultados de ensaios específicos são apresentados, ilustrando diversos cenários em operações empregando-se VANTs na qual é feita uma análise crítica e exibida as diversas funcionalidades que a metodologia empregada possibilita.

ABSTRACT

This work deals with the planning of dynamic of unmanned air vehicles (UAVs) through the application of techniques of hybrid models verification.

The objective in the planning of the missions consists basically of determining the feasibility of the operations by UAVs, based in the hybrid modeling of the characteristics of these vehicles, as also of the missions that will have to execute.

Inside of this perspective a tool was developed, fruit of an implementation that it searches to integrate the MATLAB and the PHAVer environments, in which from the information of inherent parameters to the UAV and of its respective mission was possible to evaluate the reachable region for the vehicle as well as the influence of the environment - the wind -, jointly with the possibility of evaluation of the fuel demand and its optimal value to complete the mission.

The results are presented in specific essays, illustrating some operation scenarios using UAVs in which a critical analysis and the diverse functionalities are tested.

SUMÁRIO

LISTA DE ILUSTRAÇÕES	11
LISTA DE TABELAS	13
LISTA DE SÍMBOLOS E ABREVIATURAS	14
1 INTRODUÇÃO	16
1.1 Objeto de Estudo	16
1.2 Desenvolvimento	18
1.3 Resumo das Contribuições.....	18
1.4 Organização do Texto.....	19
2 SISTEMAS DINÂMICOS HÍBRIDOS	20
2.1 Um Modelo para Sistemas Híbridos.....	21
2.1.1 Autômatos Híbridos	21
2.1.2 Exemplo de Sistema Dinâmico Híbrido - Termostato	24
2.1.3 Composição Paralela para Sistemas Híbridos	25
2.2 Classes de Sistemas Híbridos.....	26
2.2.1 Sistemas Híbridos Lineares	26
2.2.2 Alguns Casos Especiais de Sistemas Híbridos Lineares.....	27
2.2.3 Exemplo de Sistema Híbrido Linear.....	29
2.3 Resumo do Capítulo	30
3 VERIFICAÇÃO DE MODELOS DE SISTEMAS DINÂMICOS HÍBRIDOS	31
3.1 Verificação da Propriedade de Segurança	32
3.2 Resultados de Decidibilidade.....	35
3.3 Verificação com PHAVer	38
3.3.1 Modelo Formal Proposto	39
3.3.2 Descrição da Análise de Alcançabilidade no PHAVer	39
3.4 Resumo do Capítulo	41
4 TÓPICOS SOBRE MISSÕES DE VANTS	43
4.1 Operação e Utilização.....	44

4.2	Sistemas de Coordenadas	45
4.2.1	Sistema de Coordenadas Geográficas	45
4.2.2	Sistemas de Coordenadas Planas	46
4.3	Conceitos Gerais	48
4.4	Planejamento de Missões	49
4.4.1	Planos de Vôo	49
4.4.2	Condições Internas	49
4.4.2.1	Velocidades de Operação versus Consumo de Combustível	50
4.4.2.2	Enlace de Comunicação	51
4.4.3	Condições Externas	52
4.5	Resumo do Capítulo	54
5	MODELAGEM ADOTADA	55
5.1	Modelagem de Missões	56
5.1.1	Autômato da Dinâmica da Aeronave	56
5.1.1.1	Exemplo de autômato modelador de missão	59
5.1.2	Autômato Modelador do Consumo Específico de Combustível	62
5.2	Elaboração de Planos de Vôo	64
5.3	Resumo do Capítulo	67
6	IMPLEMENTAÇÃO COMPUTACIONAL	69
6.1	Arquitetura do Sistema Desenvolvido	69
6.2	Bloco Organizador	71
6.3	Módulo de Configuração do VANT	71
6.4	Bloco Funcional de Parâmetros da Missão	72
6.4.1	Módulo de Parâmetros da Missão	73
6.4.2	Atributos Relacionados ao Vento	77
6.5	Módulo de Verificações	78
6.6	Processo Gerador de <i>Script</i>	80
6.7	Tratamento dos Dados de Saída	80
6.8	Resumo do Capítulo	81
7	ESTUDOS DE CASOS	82
7.1	Ensaio 1	82
7.2	Ensaio 2	85
7.3	Ensaio 3	87

7.4	Resumo do Capítulo	90
8	CONCLUSÃO	91
8.1	Propostas de Trabalhos Futuros	93
8.1.1	Verificações com Informações do Relevô	93
8.1.2	Refinamento da Dinâmica do VANT	93
8.1.3	Expansão da Metodologia para outros Objetos de Interesse Militar	94
9	REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	95
10	APÊNDICES	98
10.1	APÊNDICE 1: Script em linguagem do PHAVer referente ao ensaio 2 do capítulo 7	99

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

FIG.2.1	Parte de um Autômato Híbrido com seus componentes.	23
FIG.2.2	Autômato híbrido que representa o Termostato.	25
FIG.2.3	Exemplo de classes de AHL.	29
FIG.2.4	Controle de temperatura de um reator.	30
FIG.3.1	Alcançabilidade direta e reversa.	33
FIG.3.2	Verificação da propriedade de segurança, via alcançabilidades di- reta e reversa.	34
FIG.3.3	Classes de AHL.	37
FIG.3.4	Autômato multi-taxa correspondente ao autômato retangular da FIG.3.3(A).	37
FIG.3.5	Algoritmo do PHAVer para cálculo de conjunto de estados al- cançáveis.	40
FIG.4.1	Modelo Nova Cuatro S3212.	43
FIG.4.2	Coordenadas Geográficas.	46
FIG.4.3	Coordenadas Geográficas x Coordenadas Plano-Tangente.	47
FIG.4.4	Sistema de coordenadas planas ou cartesianas.	48
FIG.4.5	Função do consumo específico de combustível com relação a veloci- dade empregada da aeronave (SEIBEL, 2000).	51
FIG.4.6	Margem de Trajetória.	53
FIG.5.1	Diagrama ilustrativo para emprego de um VANT.	55
FIG.5.2	Margem de chegada ao ponto.	57
FIG.5.3	Região do Invariante para os Locais de Controle que representem deslocamentos.	59
FIG.5.4	Esboço das etapas do plano de vôo do exemplo da seção 5.1.1.1.	59
FIG.5.5	Autômato modelador das etapas do plano de vôo do exemplo da seção 5.1.1.1.	60
FIG.5.6	Decomposição do vento não compensado nos eixos coordenados do plano-tangente.	61
FIG.5.7	Autômato modelador das etapas do plano de vôo do exemplo da seção 5.1.1.1 com vento.	62
FIG.5.8	Autômato modelador do consumo específico de combustível.	63

FIG.5.9	Esboço simples, ilustrando 4 pontos de passagem de uma missão.	66
FIG.5.10	Forma de autômato modelador de dinâmica de missão para 4 pontos de passagem sem observação.	66
FIG.5.11	Forma de autômato modelador de dinâmica de missão para 4 pontos de passagem, com observação em WP2.	67
FIG.6.1	Arquitetura do sistema desenvolvido.	70
FIG.6.2	Desdobramento funcional do bloco <i>MATLAB</i>	70
FIG.6.3	Bloco organizador.	71
FIG.6.4	Bloco de configuração do VANT.	72
FIG.6.5	Interface gráfica dos parâmetros da missão.	73
FIG.6.6	Parâmetros adicionais para opção sem auxílio de mapas.	74
FIG.6.7	Caixa de diálogo contendo parâmetros de um ponto de passagem.	74
FIG.6.8	Esboço de uma missão e caixa de diálogo listando a velocidade desejada para cada trecho.	75
FIG.6.9	Esboço de missão com uso de imagem aérea.	77
FIG.6.10	Entrada de atributos para vento não compensado.	78
FIG.6.11	Módulo verificador.	78
FIG.6.12	Exemplo de regiões após o tratamento de saída.	81
FIG.7.1	Esboço do ensaio 1, destacando-se os seus pontos relevantes.	83
FIG.7.2	Parâmetros da missão do Ensaio 1.	84
FIG.7.3	Região alcançável da missão dada no ensaio 2.	86
FIG.7.4	Região alcançável pelo VANT na missão dada pelo ensaio 3.	88
FIG.7.5	Região de falta de combustível na missão dada pelo ensaio 3.	88
FIG.7.6	Região de saída de trajetória para novo cenário de vento da missão dada pelo ensaio 3.	89

LISTA DE TABELAS

TAB.6.1	Dados dos pontos do esboço da FIG.6.8.	75
TAB.6.2	Dados das margens do esboço da FIG.6.8.	75
TAB.7.1	Dados da localização de pontos do ensaio 1.	83
TAB.7.2	Dados das velocidades dos trechos do plano de vôo do ensaio 1.	83
TAB.7.3	Dados da localização de pontos do ensaio 2.	85
TAB.7.4	Dados das velocidades dos trechos da missão do ensaio 2.	85

LISTA DE SÍMBOLOS E ABREVIATURAS

ABREVIATURAS

AH	-	Autômato Híbrido
AHL	-	Autômato Híbrido Linear
BDGEx	-	Banco de Dados Geográficos do Exército
DSG	-	Diretoria de Serviço Geográfico
E/S	-	Entrada/Saída
g	-	Gramma
GUI	-	<i>Graphical User Interface</i>
IME	-	Instituto Militar de Engenharia
L	-	Leste
LNE	-	Lés-Nordeste
m	-	Metro
MATLAB	-	<i>Matrix Laboratory - Software</i>
MP	-	Margem de Chegada ao Ponto
MT	-	Margem de Trajetória
N	-	Norte
NE	-	Nordeste
NO	-	Noroeste
O	-	Oeste
PA	-	Ponto de Aterrissagem
PD	-	Ponto de Decolagem
PHAVer	-	<i>Polyedral Hybrid Automata Verifier</i>
s	-	Segundo
S	-	Sul
SE	-	Sudeste
SH	-	Sistema Híbrido
SHL	-	Sistema Híbrido Linear
SIG	-	Sistema de Informações Geográficas
SO	-	Sudoeste
VANT	-	Veículo Aéreo Não-Tripulado

SÍMBOLOS

Act	- Mapeamento que define as Atividades
Ats	- Conjunto de Atividades
e	- Constante de Nepper
f	- Variável que representa o combustível
Inv	- Mapeamento que define os Invariantes
$Init$	- Conjunto de estados iniciais
Lab	- Conjunto de rótulos de sincronismo
Loc	- Conjunto dos Locais de Controle
\mathbb{R}	- Conjunto dos números reais
S	- Variável que representa o consumo específico de combustível
t	- Variável que representa o tempo
V	- Função de avaliação sobre uma variável
Var	- Conjunto de variáveis contínuas
V_b	- Velocidade operativa <i>Best Range</i>
V_e	- Velocidade operativa <i>Endurance</i>
V_h	- Velocidade operativa <i>Hover</i>
V_m	- Velocidade operativa <i>Max Speed</i>
v_w	- Velocidade do vento
x	- Variável que representa a coordenada x
y	- Variável que representa a coordenada y
z	- Variável que representa a coordenada z
\mathbb{Z}	- Conjunto dos números inteiros
\rightarrow	- Transição
\downarrow	- Projeção

1 INTRODUÇÃO

Este capítulo tem a finalidade de contextualizar o problema do planejamento de missões de veículos aéreos não-tripulados, bem como descrever sucintamente o desenvolvimento deste trabalho.

1.1 OBJETO DE ESTUDO

Atualmente, o emprego de seres humanos em algumas atividades vem sendo questionado em vários aspectos, por exemplo, o custo e o tempo gastos em treinamentos e condições de trabalho. Neste contexto, surgem os VANTs (Veículos Aéreos Não-Tripulados), ou UAVs (*Unmanned Aerial Vehicles*). Geralmente empregados em localidades ermas, nas quais o ambiente não é adequado à presença humana, esses veículos tornam-se de grande importância em diversas atividades que vão desde operações de segurança, monitoração ecológica, pesquisa científica em alta altitude e aplicações militares.

A perda de aeronaves não-tripuladas em decorrência de erros de operação e planejamentos ineficientes é um dos maiores problemas associados com este tipo de veículo (FULGHUM, 1996). O esgotamento de combustível durante a execução de uma missão, por exemplo, é citado pelas forças armadas norte-americanas como causa bastante comum de acidentes envolvendo VANTs. Isso ilustra a complexidade da tarefa de balancear dois requisitos conflitantes: utilização eficiente da aeronave a fim de maximizar as possibilidades de sucesso da missão e a operação conservadora da mesma a fim de maximizar sua vida útil. Em aplicações civis, a doutrina comum é a de preservação da vida útil do equipamento. Já em aplicações militares, a depender do objetivo a ser cumprido, o sucesso da missão é que se torna essencial.

De um modo geral, como tentativa de melhorar e analisar sistemas complexos podem ser utilizados diversos procedimentos de validação tais como simulação, teste, verificação dedutiva, e verificação de modelos (CLARKE et al., 1999).

Os métodos de simulação e teste envolvem a execução de experimentos antes de se empregar o sistema em estudo, com a diferença de que uma simulação é executada sobre uma abstração ou modelo do sistema, enquanto o teste é realizado sobre o produto real. Ambos os métodos se baseiam em se injetarem entradas conhecidas em um determinado ponto do sistema e analisarem-se as saídas correspondentes. Apesar de serem formas

econômicas de análise, não são suficientes para testar todas as iterações possíveis nem falhas potenciais que possam existir.

O método de verificação dedutiva¹, consiste numa demonstração lógica, através de um conjunto de axiomas e regras as quais o sistema em estudo esteja submetido, de forma que as propriedades a serem verificadas neste sistema possam ser provadas matematicamente. Por envolver um processo analítico em sua execução, a verificação dedutiva nem sempre poderá ser executada de forma automática.

A técnica de verificação de modelos consiste em uma busca exaustiva do espaço de estados do sistema em estudo para determinar se alguma especificação é verdadeira ou não. Possui ainda a vantagem de poder ser executada de forma automática, permitindo análises detalhadas sobre a evolução de sistemas complexos.

Devido à importância do tema existem métodos de verificação de modelos já desenvolvidos tal como em (CLARKE et al., 1999).

Sistemas complexos, tais como os VANTs, e notadamente no emprego militar, onde falhas podem resultar em conseqüências drásticas, exigem muito esforço no trabalho de verificação de modelos na tentativa de alcançar um índice de confiabilidade desejável desses equipamentos.

O trabalho de verificação de modelos consiste basicamente em três etapas, a saber, modelagem, especificação e verificação, buscando-se uma análise automática da conformidade do projeto com as especificações.

Nesse contexto, o trabalho de verificação de modelos se torna importante, na medida em que um planejamento mais eficiente poderá ser formulado, de forma a garantir uma melhor conformidade entre os objetivos da missão, parâmetros de segurança e comportamento interno das aeronaves em questão, aumentando a confiabilidade no emprego e operação dos VANTs.

O que se propõe neste trabalho é realizar uma investigação sobre os métodos modernos de verificação de modelos e aplicá-los sobre a problemática do planejamento de missões de VANTs. Este trabalho tem por base o desenvolvimento efetuado por SEIBEL (2000), onde uma metodologia sobre planejamento de missões de VANTs foi realizada.

¹*verificação dedutiva* ou também *prova de teorema*

1.2 DESENVOLVIMENTO

O trabalho será baseado inicialmente em aeronaves de asas rotativas, helicópteros, cujo interesse surge do fato desta aeronave possuir algumas características particulares: decolagem e aterrissagem em ambientes diversos, vasto espectro de voo (pairado e cruzeiro), capacidade em voar a baixa altitude e grande agilidade em manobras, possibilitando diversas aplicações militares.

Alguns modelos da dinâmica de VANTs, bem como seu comportamento interno, tipo consumo específico de combustível, consumo de energia e também fatores de segurança já foram estudados por SEIBEL (2000) e serviram de base para o estudo em questão.

Foi possível o desenvolvimento de novos modelos, baseados em autômatos híbridos, que representam o planejamento de uma missão de VANT, e que uma vez determinados alguns parâmetros, como por exemplo a altura de voo em que deverá ser executada a missão, possibilitou uma geração automática da representação híbrida dessa missão e, por conseguinte, a verificação de atributos essenciais para a exeqüibilidade da missão, tais como a previsão de combustível e a análise sobre as condições de vento na execução da missão.

O fechamento desse trabalho se deu com a implementação computacional de uma ferramenta operacional de auxílio ao planejamento de missões de VANTs. Implementação que consistiu numa integração entre o MATLAB (MATSUMOTO, 2004) com uma ferramenta moderna de verificação de sistemas híbridos, o PHAVer (*Polyedral Hybrid Automata Verifier*) (FREHSE, 2006).

1.3 RESUMO DAS CONTRIBUIÇÕES

As principais contribuições deste trabalho podem ser resumidas da seguinte forma:

- Resgate da metodologia desenvolvida em (SEIBEL, 2000);
- Investigação e aplicação de métodos modernos de verificação de modelos (PHAVer);
- Investigação da interferência de vento não compensado na execução da missão; e
- Implementação computacional de uma ferramenta operacional que encapsula a metodologia e técnicas estudadas para auxílio no planejamento de missões realistas;

1.4 ORGANIZAÇÃO DO TEXTO

Esta dissertação está organizada da seguinte forma:

- O capítulo 2 traz uma revisão bibliográfica sobre os principais conceitos que envolvem a teoria de Sistemas Híbridos;
- O capítulo 3 realiza um estudo teórico sobre verificação de sistemas híbridos;
- O capítulo 4 aborda sobre os principais aspectos envolvendo missões de veículos aéreos não-tripulados;
- O capítulo 5 exhibe os modelos híbridos que foram adotados no desenvolvimento deste trabalho e realiza o detalhamento do processo de geração automática da modelagem das missões de VANTs;
- O capítulo 6 apresenta a ferramenta computacional que foi implementada, exibindo toda a arquitetura envolvida e seus blocos funcionais;
- O capítulo 7 realiza um estudo de casos, com a finalidade de analisar os resultados obtidos das verificações das missões de VANTs em cenários específicos; e finalmente
- O capítulo 8 faz uma análise de todo o trabalho desenvolvido ilustrando as contribuições realizadas e traça linhas de estudos futuros como perspectivas de melhoria e crescimento do trabalho aqui desenvolvido.

2 SISTEMAS DINÂMICOS HÍBRIDOS

Este capítulo tem a finalidade de apresentar os principais conceitos sobre Sistemas Dinâmicos Híbridos, com objetivo de definir um tratamento formal que será utilizado ao longo dessa dissertação.

O termo híbrido refere-se a heterogeneidade (VILLANI, 2004). Neste trabalho irá referenciar à mistura de diferentes tipos de variáveis que compõem o sistema aqui em estudo.

Conforme descrevem ALLA e DAVID (1998), o modelo de um sistema pode ser caracterizado pela natureza de suas variáveis de estado e da variável independente que representa o tempo. As *variáveis discretas* inserem-se num conjunto enumerável de valores (como as variáveis booleanas). As *variáveis contínuas* têm seu valor definido dentro do conjunto dos números reais e podem assumir infinitos valores durante um determinado intervalo de tempo.

Desta forma as classes de sistemas podem ser identificadas em *Sistemas de Variáveis Contínuas* e *Sistemas a Eventos Discretos* (HO, 1997). Nos Sistemas de Variáveis Contínuas, o conjunto de variáveis que representa seu estado evolui de forma contínua no tempo. Esta característica é encontrada principalmente em sistemas da natureza, cuja dinâmica é regida por leis físicas. Uma forma de modelar esse tipo de sistema consiste em usar equações diferenciais.

Entretanto, nos *Sistemas a Eventos Discretos*, as variáveis de estado são modificadas de forma discreta conforme a ocorrência de eventos característicos do sistema. Os valores das variáveis que representam o estado do sistema permanecem constantes entre a ocorrência de um e outro evento que o modifique. Apresentam este comportamento concebidos com base em regras e procedimentos definidos pelo homem (*man-made systems*), tais como em sistemas industriais, linhas de montagem/manufatura, redes de comunicações, onde exemplos de eventos seriam a chegada de uma mensagem, o término de uma etapa na manufatura de um objeto etc.

Após essa classificação definem-se como *Sistemas Dinâmicos Híbridos*² aqueles que possuem simultaneamente *variáveis contínuas* e *variáveis a eventos discretos*. Assim, a evolução de um sistema híbrido pode ocorrer parcialmente em função do tempo e em

²*Sistemas Dinâmicos Híbridos* ou simplesmente *Sistemas Híbridos*

função da ocorrência de eventos discretos.

O estudo de Sistemas Híbridos teve início com utilização de computadores no controle de processos contínuos. É importante salientar que a caracterização de um sistema real como um Sistema Híbrido, Sistema a Eventos Discretos ou um Sistema de Variáveis Contínuas refere-se a abstração de uma determinada realidade. Um mesmo sistema físico pode ser enquadrado como pertencente a qualquer uma dessas classes. Por exemplo, a evolução da temperatura dentro de uma sala com aquecedor pode ser modelada como um Sistema a Eventos Discretos, onde a dinâmica se encaixa em eventos como *desligar/ligar aquecedor*. Ou ainda poderia ser modelada como um Sistema de Variáveis Contínuas, onde equaciona-se a troca de calor entre o aquecedor, o ambiente e a sala e obtém-se a evolução da temperatura em todo o tempo. E finalmente concebê-lo como um Sistema Híbrido e seu modelo apresentar a evolução da temperatura ao longo do tempo conjuntamente com a decisão de *ligar/desligar aquecedor* obedecendo a limites de temperatura estabelecidos.

A teoria de sistemas híbridos cai na interseção de dois distintos e tradicionais campos da ciência, a verificação formal, advinda da ciência da computação, e a engenharia de controle. Ela pode ser definida como a modelagem e análise de sistemas que envolvem a interação de sistemas a eventos discretos (representado por autômatos de estados finitos) e dinâmicas contínuas (representadas por equações diferenciais).

2.1 UM MODELO PARA SISTEMAS HÍBRIDOS

Conforme já descrito anteriormente, sistemas híbridos são sistemas em que sua natureza envolve a interação de eventos discretos com a evolução de variáveis contínuas. Pela própria complexidade em que se dá a interação de eventos discretos com variáveis contínuas, não existe um paradigma na modelagem de sistemas híbridos e diversas abordagens são utilizadas no tratamento deste tipo de sistema. As principais soluções que são trabalhadas atualmente são baseadas em Redes de Petri e Autômatos Híbridos. Esta última abordagem é que será alvo do estudo aqui desenvolvido.

2.1.1 AUTÔMATOS HÍBRIDOS

Uma variedade de conceitos sobre modelos de autômatos híbridos foram propostos desde a publicação inicial em (ALUR et al., 1993). O que será apresentado aqui baseia-se em (FREHSE, 2005a). Esse modelo teve origem em (ALUR et al., 1994), tendo como principal diferença a exigência de rótulos em todas as transições discretas conforme será detalhado ainda nessa seção.

Antes de exibir o modelo propriamente dito, algumas definições são convenientes para melhor entendimento do tema. Assim, uma *variável* é um identificador que está associado a um número real (seu *valor*). Isto é formalmente encapsulado por um mapeamento, denominado de *avaliação*, como um vetor n-dimensional $x^T = [x_1, x_2, \dots, x_n]$, interpretado como um mapeamento das variáveis de índices de 1 até n , cada qual para seu valor. A contínua mudança da variável com o tempo é definida por uma *atividade*. Por simplificação de notação, algumas vezes poderá ser usada a própria variável para representar seu valor, isto é, x no lugar de $v(x)$.

Dado um conjunto Var de variáveis, uma *avaliação* é uma função $v : Var \rightarrow \mathbb{R}$. Usa-se $V(Var)$ para denominar o conjunto das avaliações sobre o conjunto Var de variáveis. Uma *atividade* é uma função $f : \mathbb{R}_+ \rightarrow V(Var)$. $Ats(Var)$ representa o conjunto de atividades sobre as variáveis contidas em Var . Dado o conjunto de variáveis $Var' \subset Var$, uma *projeção* $v' = v \downarrow_{Var'}$ é uma avaliação sobre Var' definida por $v'(x) = v(x)$ para todo $x \in Var'$. Estende-se também esta mesma idéia para projeções de atividades.

Um sistema híbrido fica então representado por um autômato de estados finitos que consiste em um grafo, cujos arcos representam transições discretas e cujos vértices representam a dinâmica contínua.

Um autômato híbrido $H = (Loc, Var, Lab, \rightarrow, Act, Inv, Init)$ consiste em sete componentes:

- Um conjunto finito de vértices, Loc , chamado de locais de controle³;
- Um conjunto finito de variáveis reais, Var . Um par (l, v) de locais de controle e avaliações de variáveis é dito ser um *estado* do autômato híbrido. O conjunto de todos os estados $S_H = Loc \times V(Var)$ é denominado o *espaço de estados* do autômato híbrido;
- Um conjunto finito de rótulos de sincronização, Lab ;
- Um conjunto finito de arcos, também denominados *transições*, $\rightarrow \subset Loc \times Lab \times 2^{V(Var) \times V(Var)} \times Loc$. Uma transição $(l, a, \mu, l') \in \rightarrow$ é também escrita como $l \xrightarrow{a, \mu}_H l'$, onde l é o local de controle *origem* e l' o local de controle *destino*, e μ é denominado de *relação de transição contínua*;
- Um mapeamento $Act : Loc \rightarrow 2^{Ats(Var)}$ dos locais de controle para conjuntos de atividades que irão descrever a dinâmica contínua entre as variáveis em cada local

³*Locais de Controle* ou simplesmente *Locais*

de controle;

- Um mapeamento $Inv : Loc \rightarrow 2^{V(Var)}$ dos locais de controle para conjuntos de avaliações, denominados de *invariantes* que servirão de fundamento de validade das variáveis nos locais de controle;
- Um conjunto $Init \subset Loc \times V(Var)$ de *estados iniciais* que recaem nos invariantes, isto é, $(l, v) \in Init \Rightarrow v \in Inv(l)$.

Define-se ainda nesse modelo, na relação de transição μ , o conceito de *guarda* $G \subset V(Var)$ e de *conjunto de avaliações de reinicialização* $R \subset V(Var')$ sobre o conjunto de variáveis $Var' \subset Var$. Neste conceito, uma transição $\mu = (v, v')$ é habilitada se $v \in G$ e ainda as variáveis em v' podem obter qualquer valor contido em R após realizada a transição, ou ainda permanecerem com seus valores inalterados.

A FIG.2.1 exibe um trecho de um autômato híbrido para destacar seus componentes.

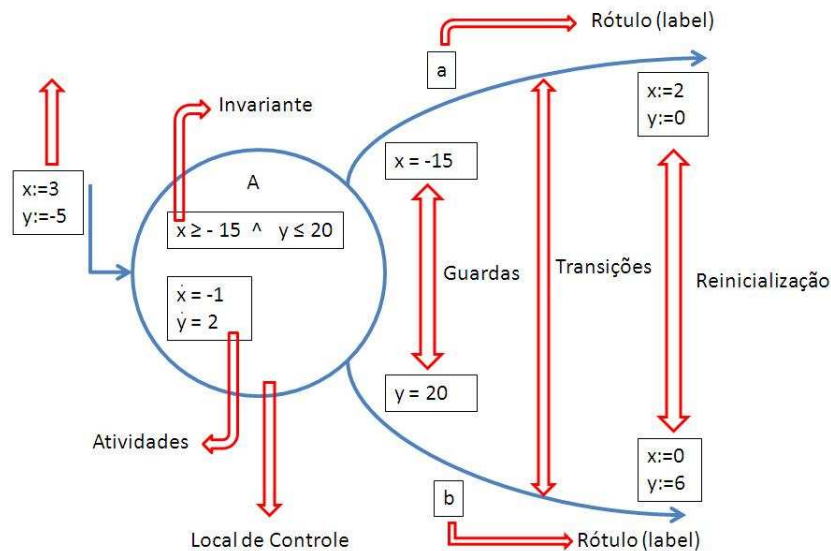


FIG.2.1: Parte de um Autômato Híbrido com seus componentes.

Conforme já explicado, para qualquer instante, o estado do sistema híbrido é dado pelo local de controle e os valores das variáveis, sendo assim, o estado pode mudar de duas formas:

- Por uma *transição instantânea* discreta que muda tanto o local de controle e os valores das variáveis conforme for a relação de transição, ou
- Pelo passar do tempo que mudará somente os valores das variáveis conforme for a dinâmica (atividade) do local de controle corrente.

O sistema pode permanecer num local de controle somente se o invariante daquele local for verdadeiro, isto é, alguma das transições discretas devem ser tomadas antes do invariante tornar-se falso.

Uma *trajetória* σ é uma seqüência finita ou infinita de estados (l_i, v_i) e rótulos $\alpha_i \in Lab \cup (\mathbb{R}_+ \times Ats(Var))$, como por exemplo,

$$\sigma = (l_0, v_0) \xrightarrow{\alpha_0} (l_1, v_1) \xrightarrow{\alpha_1} (l_2, v_2) \xrightarrow{\alpha_2} \dots$$

onde $\forall i \geq 0$ têm-se que $v_i \in Inv(l_i)$ e também:

- $\alpha_i \in Lab$ e existe uma transição $l_i \xrightarrow{\alpha_i, \mu}_H l'_{i+1}$, com $(v_i, v_{i+1}) \in \mu$, ou
- $\alpha_i = (t_i, f_i)$ e $f_i \in Act(l_i)$, $l_i = l_{i+1}$, $f_i(0) = v_i$, $f_i(t_i) = v_{i+1}$ e para todo t' , $0 \leq t' \leq t_i$ implica $f_i(t') \in Inv(l_i)$

Uma *execução* é uma *trajetória* σ que começa em um dos estados iniciais, isto é, $(l_0, v_0) \in Init$. Um estado (l, v) é dito *alcançável* se existe alguma execução com $(l, v) = (l_i, v_i)$ para algum $i \geq 0$.

2.1.2 EXEMPLO DE SISTEMA DINÂMICO HÍBRIDO - TERMOSTATO

Este exemplo está apresentado em (ALUR et al., 1994), e consiste em um controle de temperatura de um quarto.

A temperatura de um quarto é controlada por meio de um termostato e um aquecedor. O termostato realiza continuamente o sensoriamento da temperatura e, dependendo da temperatura, alterna-se entre ligar ou desligar o aquecedor. Representa-se a variação da temperatura por equações diferenciais. Quando o aquecedor está desligado, a temperatura, denotada pela variável x , decresce de acordo com a função exponencial $x(t) = \theta \cdot e^{-K \cdot t}$ onde t é o tempo, θ é a temperatura inicial e K é uma constante determinada pelo quarto. Quando o aquecedor está ligado, a temperatura segue a função $x(t) = \theta \cdot e^{-K \cdot t} + h \cdot (1 - e^{-K \cdot t})$ onde h é uma constante que depende da potência do aquecedor. Deseja-se manter a temperatura entre m e M graus alternando entre o aquecedor ligado e desligado adequadamente. O resultado do sistema híbrido em questão está ilustrado na FIG.2.2. O sistema tem dois lugares de controle: l_0 , quando o aquecedor está desligado, e l_1 quando está ligado. A relação de transição está especificada pelos guardas de transição, as atividades pelas equações diferenciais e os invariantes pelas fórmulas lógicas em cada local de controle.

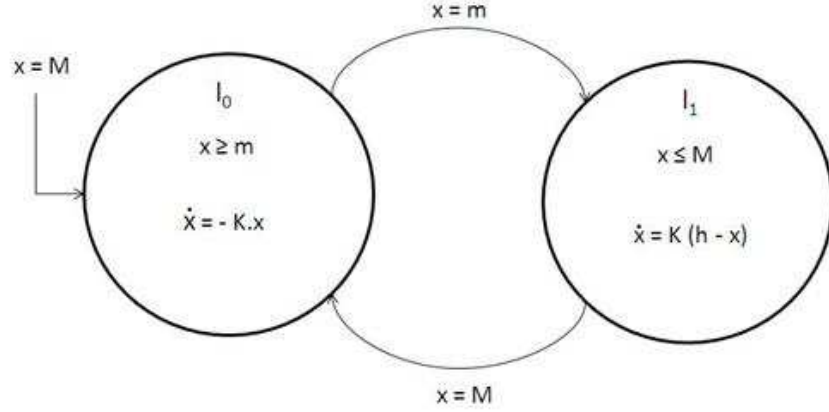


FIG.2.2: Autômato híbrido que representa o Termostato.

2.1.3 COMPOSIÇÃO PARALELA PARA SISTEMAS HÍBRIDOS

Usualmente um sistema complexo pode ser dividido em vários componentes, cada qual modelado por um autômato híbrido separado. As interações entre essas partes é determinada com a operação de *composição paralela* que resultará num autômato híbrido único. A interação pode ocorrer de duas formas: cada parte pode se sincronizar por meio de transições discretas, via rótulos de sincronismo ou apenas compartilhando variáveis. Neste trabalho todo o processo de composição é feito mediante rótulos de sincronismo conforme será demonstrado nos modelos do capítulo 5.

Dado autômatos híbridos da forma $H_i = (Loc_i, Var_i, Lab_i, \rightarrow_i, Act_i, Inv_i, Init_i)$, $i = 1, 2$ sua *composição paralela* $H_1 || H_2$ é o automato híbrido H dado por, (FREHSE, 2005a):

$$H = (Loc, Var, Lab, \rightarrow_H, Act, Inv, Init)$$

com:

- $Loc = Loc_1 \times Loc_2$;
- $Var = Var_1 \cup Var_2$;
- $Lab = Lab_1 \cup Lab_2$;
- $f \in Act(l_1, l_2)$, se e somente se, $f \downarrow_{Var_i} \in Act(l_i)$ para $i = 1, 2$;
- $v \in Inv(l_1, l_2)$, se e somente se, $v \downarrow_{Var_i} \in Inv(l_i)$ para $i = 1, 2$; e
- $(l_1, l_2) \xrightarrow{a, \mu}_H (l'_1, l'_2)$ com $\mu = \{(v, v') | (v \downarrow_{Var_i}, v' \downarrow_{Var'_i}) \in \mu_i\}$, se e somente se, para $i = 1, 2$:

- a) $a \in Lab_i$ e $l_i \xrightarrow{a, \mu_i}_H l'_i$, ou
 - b) $a \notin Lab_i$ e $l_i = l'_i$, $\mu_i = \{(v, v') | v \downarrow_{Var_i} = v' \downarrow_{Var'_i}\}$
- $((l_1, l_2), v) \in Init$, se e somente se, $(l_i, v \downarrow_{Var_i}) \in Init_i$ para $i = 1, 2$ e $v \in Inv(l_1, l_2)$

2.2 CLASSES DE SISTEMAS HÍBRIDOS

Existe uma série de classificações para os tipos de sistemas híbridos. Muitas vezes a classificação é dada em função da representação de seus respectivos autômatos híbridos. Por exemplo, sistemas com dinâmica contínua simples, que podem ser representados por autômatos temporizados (ALUR e DILL, 1994) dão origem aos sistemas temporizados. De modo análogo, têm-se os autômatos híbridos retangulares (HENZINGER, 1996), e ainda os autômatos híbridos lineares (ALUR et al., 1994) e (SHAKERNIA et al., 2000). Neste último caso, ressalta-se uma atenção especial tendo em vista que os modelos adotados nos ensaios do capítulo 5 pertencem a essa classe de autômatos híbridos.

O uso dos autômatos híbridos lineares foram ainda motivados pelo fato de possuírem subclasses decidíveis com relação ao cálculo de suas regiões alcançáveis. Esse estudo será detalhado no capítulo 3.

2.2.1 SISTEMAS HÍBRIDOS LINEARES

Para se conceituar sistemas híbridos lineares é necessário definir alguns termos importantes que aparecerão no desenvolvimento deste trabalho e estão referenciados em (FREHSE, 2005a).

Uma *expressão linear* sobre o conjunto Var das variáveis é uma combinação linear, $\sum_i a_i x_i + b$, das variáveis $x_i \in Var$ com coeficientes inteiros, $a_i, b \in \mathbb{Z}$. Uma *inequação linear* sobre Var é da forma $e \# 0$, onde e é uma *expressão linear* e o sinal $\# \in \{<, \leq\}$. Para uma dada *avaliação* v sobre Var , uma *inequação linear* ϕ define o valor booleano $\phi(v)$ que assinala se ϕ é atendida ou não, isto é, se $\sum_i a_i v(x_i) + b \# 0$ ocorre ou não. Um *predicado linear convexo* é uma finita conjunção de inequações lineares. Um *predicado linear não convexo*, ou simplesmente *predicado linear*, são finitas disjunções de predicados lineares convexos.

Um *autômato híbrido linear* (AHL) é um autômato híbrido no qual os *invariantes* e sua *relação de transição contínua* são dados por predicados lineares sobre suas variáveis e suas *atividades* são dadas por predicados lineares sobre as derivadas no tempo das variáveis. O autômato híbrido linear pode ser usado como aproximação *por fora*

(*overapproximation*) de um autômato híbrido de dinâmica mais complexa. Esta aproximação é assintoticamente completa, isto é, qualquer autômato híbrido poderá ser arbitrariamente englobado por um AHL (HENZINGER et al., 1998).

2.2.2 ALGUNS CASOS ESPECIAIS DE SISTEMAS HÍBRIDOS LINEARES

Seguem abaixo alguns casos especiais de sistemas híbridos lineares:

- Se as *atividades* são do tipo $\dot{x} = 0$, $x \in Var$, para cada local de controle, então x é uma *variável discreta*. Logo, uma variável discreta varia somente quando ocorrer mudança no local de controle, pois não existe dinâmica (taxa de variação) associada a essa variável. *Sistemas discretos* são sistemas híbridos lineares cujas variáveis são discretas.
- Uma variável discreta x é uma *proposição* se a relação de transição $\mu(v, v')$ é tal que $v'(x) \in \{0, 1\}$ para cada transição \rightarrow . *Sistemas a estados finitos* cujas variáveis são proposições são sistemas híbridos lineares.
- Se as *atividades* são do tipo $\dot{x} = 1$, $x \in Var$, para cada local de controle e a relação de transição $\mu(v, v')$ com $v'(x) \in \{0, v(x)\}$ para cada transição \rightarrow , então x é um *relógio (clock)*. Assim, o valor do relógio cresce uniformemente com o tempo e uma transição discreta sempre irá reiniciá-lo (*reset*) ou deixá-lo inalterado. *Autômatos temporizados* (ALUR e DILL, 1994) são sistemas híbridos lineares, cujas variáveis são relógios ou proposições.
- Se existe uma constante racional e não nula k , tal que as *atividades* são do tipo $\dot{x} = k$, $x \in Var$, para todo local de controle e a relação de transição $\mu(v, v')$ é tal que $v'(x) \in \{0, v(x)\}$ para cada transição \rightarrow , então x é um *relógio generalizado (skewed clock)*. Assim é similar ao relógio (*clock*), exceto pelo fato de variar com uma taxa fixa diferente de 1. Assim, *sistemas temporizados multi-taxa* são sistemas híbridos lineares cujas variáveis são proposições e relógios generalizados.
- Se as *atividades* são do tipo $\dot{x} = \{0; 1\}$, $x \in Var$, para cada local de controle e a relação de transição $\mu(v, v')$ com $v'(x) \in \{0, v(x)\}$ para cada transição \rightarrow , então x é um integrador (*integrator*). Um integrador, consiste num relógio que pode ser parado e reinicializado; tipicamente usado para medir intervalos de tempo. Assim um *sistema integrador* é um sistema híbrido linear cujas variáveis são proposições e integradores.

- Uma variável discreta é dita *parâmetro* se a relação de transição $\mu(v, v')$ é tal que $v'(x) = v(x)$ para cada transição \rightarrow . Assim um parâmetro é uma *constante simbólica*. Para cada subclasse acima listada pode-se obter versões *parametrizadas*, admitindo-se o uso de parâmetros.

Cabe ressaltar que todas as subclasses acima mencionadas são fechadas quanto à sua composição paralela, isto é, a composição paralela de dois AH de mesma subclasse gera invariavelmente um novo AH da mesma subclasse, (ALUR et al., 1993).

No capítulo 5 ficará ilustrado que a modelagem utilizada no desenvolvimento das missões dos veículos aéreos não-tripulados será semelhante a um sistema multi-taxa, na medida que a dinâmica envolvida nesse problema é tratada de forma simplificada.

Uma outra subclasse de autômato híbrido linear são os autômatos retangulares que obedecem as seguintes condições, (GUÉGUEN e ZAYTOON, 2004):

- Os invariantes dos locais de controle e os guardas das transições são retângulos da mesma dimensão do espaço de estado. Um retângulo n-dimensional é um conjunto da forma $r = [l_1, u_1] \times \dots \times [l_n, u_n]$ onde os limites l_i e u_i são números racionais.
- Para cada variável de estado $x_i \in Var$, a relação de transição $\mu(v, v')$ é não determinista e é tal que $v'(x_i) \in \{v(x_i), [l_i, u_i]\}$; e
- A dinâmica contínua é dada por $\dot{x}_i \in [l_i, u_i]$.

Mostra-se na FIG.2.3 um exemplo que ilustra algumas das classes mencionadas acima, apresentado originalmente em (GUÉGUEN e ZAYTOON, 2004). A FIG.2.3(a) representa um autômato retangular. O autômato retangular cujas inclusões consistem num simples ponto, isto é, $\dot{x}_i = r_i$ é representado por um autômato multi-taxa na FIG.2.3(b). Um autômato temporizado é um autômato multi-taxa no qual $\dot{x}_i = 1$, para cada i em cada local de controle, FIG.2.3(c).

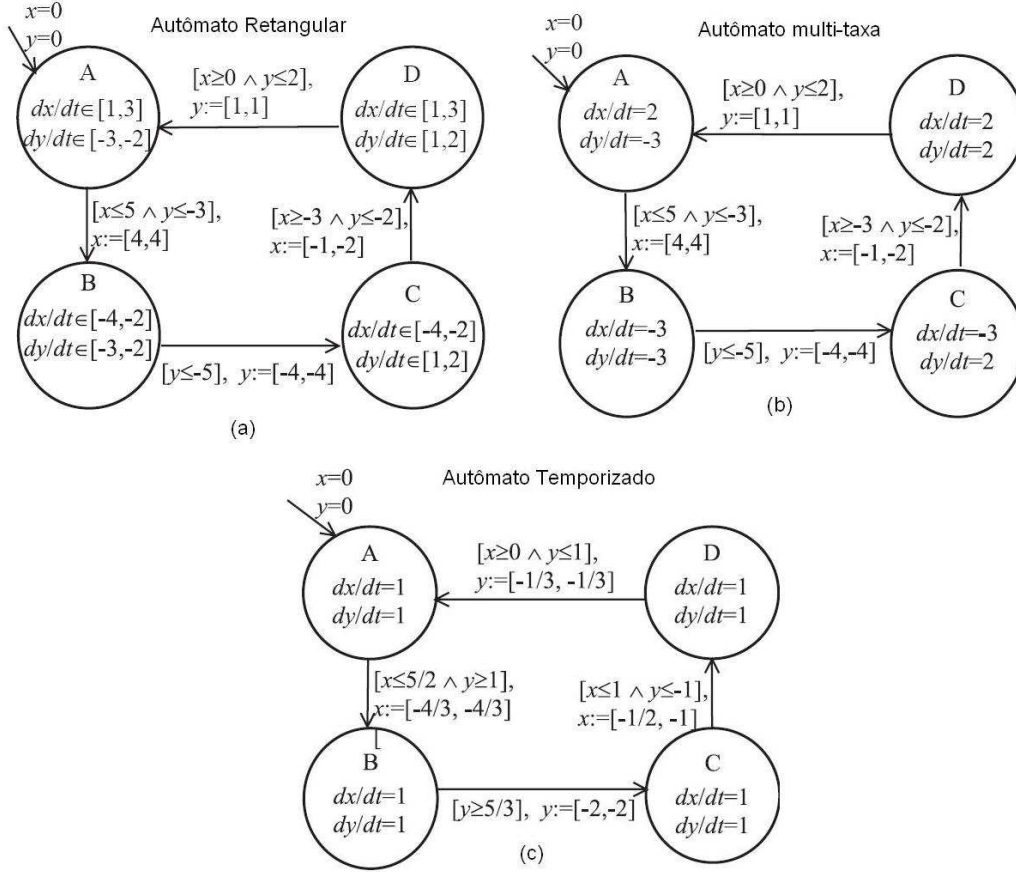


FIG.2.3: Exemplo de classes de AHL.

2.2.3 EXEMPLO DE SISTEMA HÍBRIDO LINEAR

Um sistema controla o resfriamento da temperatura de um reator movendo duas hastes independentes (JAFFE et al., 1991). O objetivo é manter, com o resfriamento, a temperatura entre os limites θ_m e θ_M . Quando a temperatura atinge seu valor máximo θ_M o reator deve ser refrigerado usando uma das hastes. A temperatura cresce com uma taxa v_r e decresce com as taxas v_1 ou v_2 conforme seja a haste utilizada na operação de resfriamento. Uma haste só poderá ser utilizada T unidades de tempo após sua última utilização. Se a temperatura não puder decrescer pela indisponibilidade das hastes o sistema deverá ser todo *desligado* (*Shutdown*). A FIG.2.4 exhibe o autômato híbrido linear que modela o exemplo: a variável θ representa a temperatura e os relógios x_1 e x_2 acumulam o tempo passado desde a última operação das hastes 1 e 2, respectivamente.

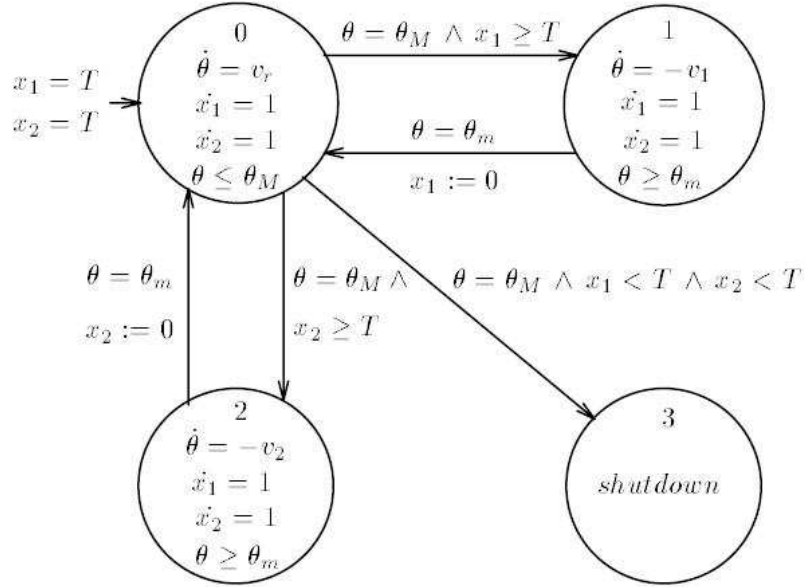


FIG.2.4: Controle de temperatura de um reator.

Observa-se que o AHL da FIG.2.4 pode ser classificado como um autômato híbrido linear multi-taxa, conforme definição da seção 2.2.2.

2.3 RESUMO DO CAPÍTULO

Este capítulo apresentou os principais conceitos sobre Sistemas Híbridos. Realizou uma abordagem formal sobre a definição dos sistemas Híbridos servindo como fundamento teórico para o tratamento que será abordado na problemática do planejamento de missões dos veículos aéreos não-tripulados.

Foi realizada a definição de sistemas híbridos lineares e de alguns casos especiais, que será de muito proveito para o estudo feito no capítulo 3, onde serão estudadas as principais questões que envolvem o tema de Verificação Formal de modelos híbridos.

Foram apresentados ainda, exemplos elucidativos de sistemas modelados por autômatos híbridos, com o objetivo didático de esclarecer de forma prática o formalismo matemático aqui apresentado.

3 VERIFICAÇÃO DE MODELOS DE SISTEMAS DINÂMICOS HÍBRIDOS

Este capítulo apresenta uma descrição dos conceitos básicos relacionados à Verificação de Modelos de Sistemas Híbridos. Apresenta a metodologia de verificação desenvolvida por FREHSE (2005b) que deu origem a ferramenta de verificação PHAVer (*Polyhedral Hybrid Automaton Verifier*) utilizada no desenvolvimento deste trabalho.

As técnicas de Verificação de Sistemas Híbridos não tiveram uma evolução em desenvolvimento paralelamente às metodologias de modelagem. Assim, surgiram inúmeras propostas com as mais diversas características para a modelagem de sistemas híbridos, mas o mesmo não ocorreu para sua análise.

Em geral, as abordagens para a verificação de propriedades podem ser classificadas em dois grupos (VILLANI, 2004). A prova de propriedades pela enumeração de estados alcançáveis/atingíveis, conhecido como verificação de modelos (*model checking*). Uma alternativa a essa abordagem é a análise formal por meio de verificação dedutiva que consiste em inferir ou contradizer certa propriedade através de regras lógicas matemáticas (CLARKE e WING, 1996). A vantagem desta última abordagem é que não se restringe a sistemas de estados finitos. Por outro lado, são poucas as propriedades que podem ser verificadas de forma automática por essa abordagem.

O principal problema envolvendo a abordagem de *model checking* para verificação de Sistemas Híbridos é a não *decidibilidade*, isto é, a não garantia de que o comportamento do sistema possa ser descrito por um conjunto de estados finitos. Assunto que será mais cuidadosamente discutido neste capítulo.

Verificações formais geralmente estão baseados nos três elementos seguintes: (i) um modelo formal para enquadrar o sistema em estudo; (ii) especificações de propriedades desejadas; e finalmente (iii) um algoritmo de verificação (GUÉGUEN e ZAYTOON, 2004). Identificam-se duas simplificações principais para o problema de verificação de sistemas híbridos. A primeira é que a verificação está diretamente relacionada ao modelo híbrido do sistema em questão e, a segunda é que a modelagem híbrida é transformada em um sistema a eventos discretos para posterior exploração via algoritmos de verificação.

As especificações das propriedades desejadas dependerão das simplificações adotadas no processo de verificação a ser utilizado, porque nem todos os tipos de propriedades

podem ser considerados em todos os casos. Tradicionalmente três tipos de propriedades podem ser enunciadas:

- Propriedades de segurança (*Safety*), que expressam se configurações não autorizadas serão evitadas em todas as possibilidades da evolução do sistema;
- Propriedades de vivacidade (*Liveness*), que descrevem a possibilidade de ocorrência no futuro de alguma evolução requerida pelo sistema; e
- Propriedades de linha de tempo (*Timeliness*), que expressam limites de tempo mínimo e/ou máximo que separam alguns eventos característicos da evolução do sistema.

Das propriedades apontadas, levará destaque a de *segurança*, tendo em vista que a maioria dos problemas envolvendo planejamento de missões se enquadram na proposta de avaliação sobre a possibilidade de se atingir configurações não desejáveis, como por exemplo a falta de combustível do VANT durante uma operação. Se tais configurações não desejáveis nunca forem alcançadas implicará um sistema seguro, ou seja, na exequibilidade da missão.

3.1 VERIFICAÇÃO DA PROPRIEDADE DE SEGURANÇA

Muitas pesquisas em sistemas híbridos se motivam pela necessidade de verificar o comportamento de componentes de sistemas de segurança crítica (*safety-critical*). O problema da verificação da propriedade de segurança, conforme já mencionado, pode ser codificado como uma condição na região de operação do espaço de estados do sistema. Assim, dada uma região (do espaço de estados) que represente uma operação não segura, ou ainda uma operação proibida, a verificação da propriedade de segurança reflete-se em demonstrar que o conjunto de estados a partir dos quais o sistema pode chegar à região proibida possui interseção nula com os estados iniciais do sistema.

Este problema, então, pode ser transformado num problema de alcançabilidade de um conjunto de estados. Existem dois tipos básicos de conjuntos alcançáveis (TOMLIN et al., 2003). Para o conjunto de alcançabilidade direta (*forward reachability*), especificam-se as condições iniciais e determinam-se o conjunto de todos os estados que são alcançáveis por alguma trajetória oriunda daquela região. Por outro lado, para a alcançabilidade reversa (*backward reachability*) é especificado o final, ou seja, o conjunto alvo, e procura-se determinar o conjunto de estados através do qual exista uma trajetória que ali se inicie

e atinja o conjunto alvo. É interessante notar que os conjuntos alcançáveis diretamente e reversamente não são simplesmente uma reversão de tempo de um para o outro. A diferença está ilustrada na FIG.3.1, para um conjunto de estados-alvo e um conjunto de condições iniciais genéricas, nos quais os arcos representam trajetórias do sistema.

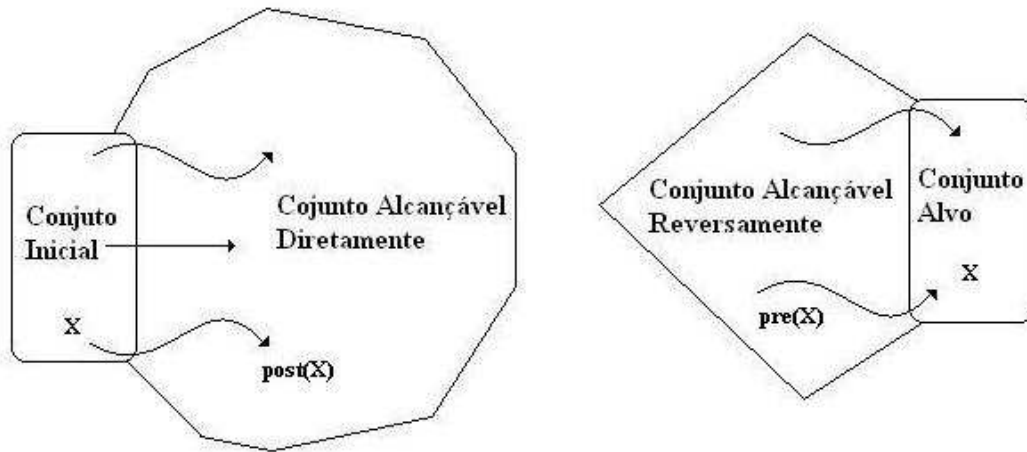


FIG.3.1: Alcançabilidade direta e reversa.

Note, na FIG.3.1, que o operador $pre()$ calcula todos os estados reversamente alcançáveis, enquanto que o operador $post()$ calcula todos os estados diretamente alcançáveis, tendo por base um conjunto do espaço de estados pré-determinado (X).

A FIG.3.2 ilustra como um conjunto reversamente e diretamente alcançável pode ser usado para verificar a propriedade de segurança nos sistemas. Note que no processo direto, a partir das condições iniciais do sistema, I , pode-se determinar todo o espectro alcançável, ou melhor, todos os estados da evolução do sistema a partir do conjunto inicial dado, representado por $post(I)$. Caso exista alguma interseção entre a configuração indesejada, R , com a região alcançável do sistema, a partir das condições iniciais, então, existe a possibilidade de uma configuração indesejada ser atingida na evolução do sistema, e portanto, o sistema é dito não seguro. No processo reverso, as configurações indesejáveis serão o conjunto alvo, representado por R . O conjunto de todos estados do sistema que podem alcançar o conjunto alvo, pela evolução do sistema, é denotado por $pre(R)$. Assim, se houver interseção entre as condições iniciais do sistema, I , com os estados que potencialmente atingem configurações não desejadas $pre(R)$, implica que o sistema é não seguro, pois há possibilidade de evolução do sistema, a partir das condições iniciais, para uma configuração não desejável.

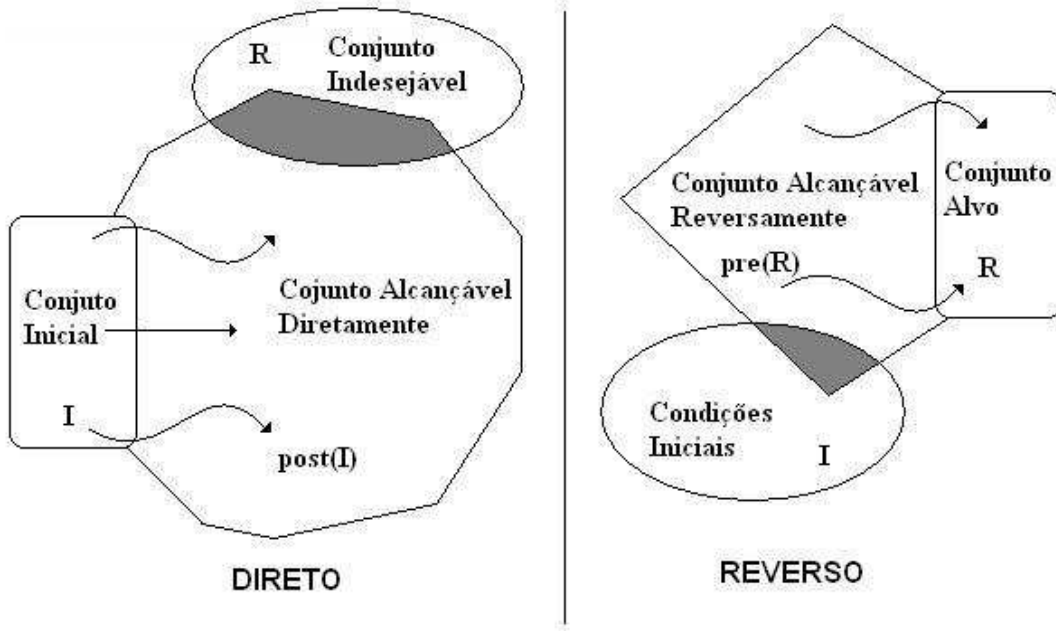


FIG.3.2: Verificação da propriedade de segurança, via alcançabilidades direta e reversa.

Em síntese, no processo direto o sistema é seguro se $post(I) \cap R = \emptyset$ e, no processo reverso, o sistema é seguro se $pre(R) \cap I = \emptyset$.

Algumas ferramentas para verificação automática de segurança foram desenvolvidas, tais como Mur \emptyset (DILL, 1996), PVS (OWRE et al., 1992), SMV (BURCH et al., 1992) e SPIN (HOLZMANN, 1997).

A verificação de sistemas híbridos apresenta dificuldades mais desafiadoras, primeiramente pelo incontável número de estados distintos em um espaço de estados contínuo. De forma que para se projetar e implementar uma metodologia para verificação de sistemas híbridos, primeiro tem-se a necessidade de se ter uma representação para estados alcançáveis de sistemas contínuos e evoluí-lo conforme a dinâmica do sistema.

Uma ótima referência sobre o desenvolvimento de pesquisas e implementações de ferramentas para verificação de sistemas híbridos é apresentado por CARLONI et al. (2006). Foi escolhida a ferramenta PHAVer, tendo em vista sua linguagem de fácil uso, suas funcionalidades, e pelo fato de se aplicar aos autômatos híbridos lineares. Um estudo mais aprofundado sobre a metodologia de verificação empregada no PHAVer ainda será feito neste capítulo.

3.2 RESULTADOS DE DECIDIBILIDADE

Conforme dito na seção 3.1, o problema de verificação da propriedade de segurança, que será amplamente utilizada no planejamento de missões de VANTs, recai num problema de alcançabilidade: pode um estado não seguro ser alcançado a partir das condições iniciais por alguma trajetória que o sistema tome? Em termos práticos, muitos problemas de verificação de sistemas se traduzem em problema de verificar a alcançabilidade. As aproximações tradicionais sobre essa questão tentam calcular o conjunto de estados alcançáveis iterativamente usando verificação de modelo simbólica (*symbolic model checking*) (GUÉGUEN e ZAYTOON, 2004). Este cálculo pode ser automatizado e ter convergência garantida para alguns casos especiais (ALUR et al., 1994), para os quais o problema da alcançabilidade é dito ser *decidível*. Porém, em geral, esta aproximação pode não ser automatizada ou pode não convergir. Um dos assuntos principais em análise algorítmica de sistemas híbridos é a *decidibilidade*, porque garante que a análise terminará em um número finito de passos.

Alguns resultados de decidibilidade e indecidibilidade para algumas classes de autômatos híbridos lineares serão descritos nesta seção e foram mais detalhados por GUÉGUEN e ZAYTOON (2004). Pode-se adiantar que existem obstáculos imediatos. Por exemplo, HENZINGER et al. (1995) mostrou que a verificação de alcançabilidade para uma classe muito simples de autômatos híbridos, *two-slope* ou duas taxas, desde que não exista reinicialização das variáveis nas transições, é indecidível.

Será feita, então, uma síntese dos principais resultados sobre decidibilidade, (GUÉGUEN e ZAYTOON, 2004). O resultados que serão enunciados partem da seguinte afirmação:

- *Autômatos de estados finitos possuem um conjunto alcançável determinado (calculável) em um número finito de passos.*

Nesse ponto, vale destacar que um autômato de estados finitos, diferentemente de um autômato híbrido, consiste num dispositivo com um número finito de estados, em que na medida da ocorrência de eventos (discretos), transições são efetuadas alterando o estado do autômato (CASSANDRAS e LAFORTUNE, 1999). Não existe nesse conceito, qualquer dinâmica envolvendo variáveis contínuas.

Primeiro resultado, (PURI, 1995):

- *Um autômato temporizado pode ser transformado em um autômato de estados finitos equivalente.*

Esse resultado combinado com a afirmativa dada anteriormente garante que os autômatos temporizados possuem conjunto alcançável determinado em um número finito de passos e, portanto, é uma classe cujo problema de alcançabilidade é decidível.

Segundo resultado, (PURI, 1995):

- *Um autômato multi-taxa inicializado pode ser transformado em um autômato temporizado equivalente.*

Da mesma forma, este resultado combinado com o primeiro resultado e com a afirmação enunciada anteriormente, garante que os autômatos multi-taxa inicializados formam também uma classe decidível quanto à alcançabilidade. O termo *inicializado* refere-se a reinicialização das variáveis ao final da tomada de alguma transição de um local de controle para outro.

Terceiro resultado, (PURI, 1995):

- *Um autômato retangular inicializado pode ser transformado em um autômato multi-taxa inicializado por meio de método de translação.*

Com a mesma linha de raciocínio, chega-se a conclusão que os autômatos retangulares inicializados formam uma classe também decidível com relação ao seu conjunto alcançável.

Para ilustrar o conceito de inicialização, na FIG.3.3(B), (GUÉGUEN e ZAYTOON, 2004), por exemplo, $\dot{x} = 2$ para o local de controle A e $\dot{x} = -3$ para o local de controle B , mas x é novamente inicializado na transição de A para B . Ainda considerando este exemplo, este autômato pode ser transformado em um autômato temporizado dado na figura (FIG.3.3)(C), por normalização de taxas e mudanças de variáveis e, conseqüentemente modificando guardas e inicializações. Considere a transição do local de controle A para o B . O guarda ($x \leq 5$) na transição do autômato multi-taxa é modificado para ($x \leq \frac{5}{2}$) no autômato temporizado, devido a taxa $\dot{x} = 2$ no modelo anterior. Similarmente a inicialização ($x := [4, 4]$) é trocada por ($x := [-\frac{4}{3}, -\frac{4}{3}]$) no autômato temporizado, devido a taxa $\dot{x} = -3$ no autômato multi-taxa. Mais detalhes sobre o mecanismo de normalização de taxas pode também ser encontrado em (OLIVERO et al., 1994).

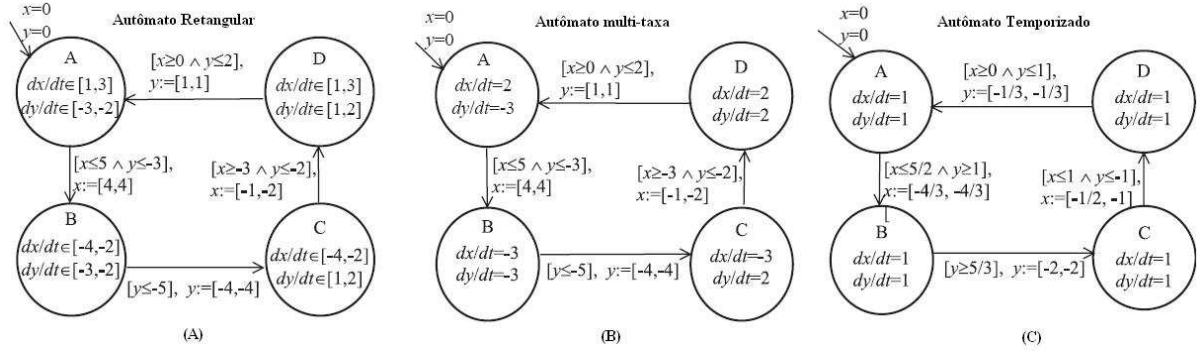


FIG.3.3: Classes de AHL.

Por fim, a FIG.3.4, mostra o autômato multi-taxa inicializado correspondente ao autômato retangular inicializado da FIG.2.3(a).

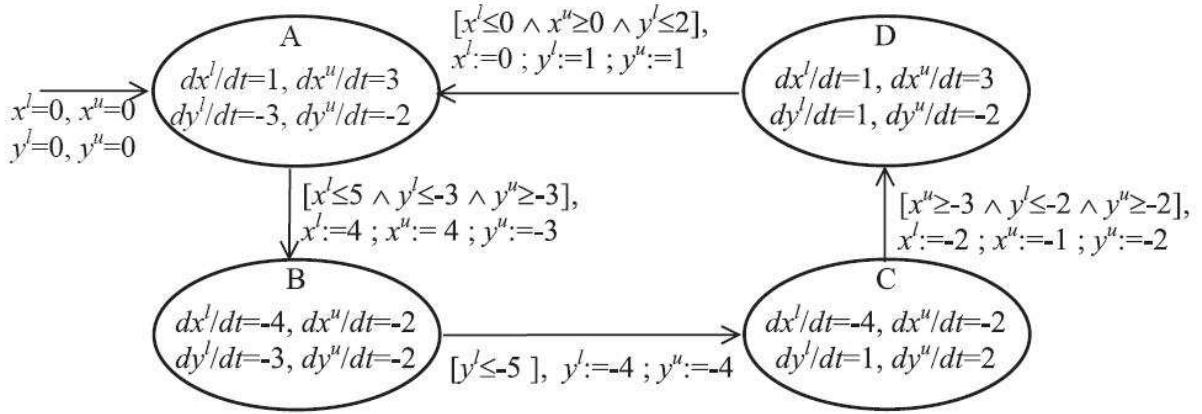


FIG.3.4: Autômato multi-taxa correspondente ao autômato retangular da FIG.3.3(A).

A característica do autômato ser inicializado é fundamental para a *decidibilidade*. De fato, foi demonstrado que o problema da alcançabilidade é decidível para autômatos temporizados (ALUR et al., 1994), mas é indecidível para autômatos multi-taxa bi-dimensionais, a menos que sejam inicializados.

A fronteira entre as classes de sistemas híbridos para os quais o problema da alcançabilidade é decidível e aqueles que este problema é indecidível não está completamente definida. Por exemplo, LAFFERRIERE et al. (1999) demonstram que o problema da alcançabilidade é decidível para autômatos cuja dinâmica é da forma $\dot{x} = Ax$ se a matriz A é *nilpotente* ($\exists n \in \mathbb{N} | A^n = 0$) com autovalores racionais e se algumas restrições são impostas para sua função de transições.

De um modo geral, nos demais casos não decidíveis, no qual o autômato possua uma natureza mais complexa, sempre existe a possibilidade de aproximação por uma

autômato híbrido linear, conforme já havia sido mencionado no capítulo 2, e assim realizar a verificação do sistema aproximado.

Ficará ilustrado no capítulo 5 que a modelagem adotada na problemática do planejamento de missões dos VANTs será semelhante aos autômatos híbridos lineares multi-taxa, sendo portanto, decidíveis quanto ao seu conjunto de estados alcançáveis. Dessa forma, será possível a verificação de propriedades de segurança que traduzem a exequibilidade da missão.

3.3 VERIFICAÇÃO COM PHAVER

Os primórdios do PHAVer, remontam os estudos e pesquisas desenvolvidas por T. A. Henzinger e outros pesquisadores que apresentaram em 1995 uma ferramenta denominada *HYTECH* (HENZINGER et al., 1997). Apesar de boa funcionalidade e linguagem, o *HYTECH* era restrito por sua maior falha: a sua aritmética exata usava dígitos limitados, os quais podiam rapidamente atingir erros por *overflow*, impossibilitando análises de sistemas mais complexos. Essa limitação também foi apontada nos estudos sobre planejamento de missões de VANTs desenvolvidos por SEIBEL (2000). Da valorosa experiência com o *HYTECH*, foram propostas por seus pesquisadores algumas sugestões de melhorias (HENZINGER et al., 2001).

Conforme dito na introdução deste capítulo, a análise de sistemas híbridos está intimamente ligada à modelagem matemática proposta. Neste sentido, sistemas híbridos são notoriamente complexos de se analisar. Um algoritmo de verificação para sistemas híbridos se torna um grande desafio, tanto do ponto de vista teórico quanto do ponto de vista de implementação. Idealmente é desejável um resultado exato ou uma aproximação conservadora do comportamento do sistema como, por exemplo, do conjunto de estados alcançáveis. O cálculo exato é possível usando certas classes de autômatos híbridos lineares, conforme visto na seção 3.2.

Faz-se necessário neste ponto, descrever os métodos de análise concebidos por FREHSE (2005b) implementados na ferramenta de verificação PHAVer, que possui as seguintes características:

- Aritmética exata e robusta baseada na *Parma Polyhedra Library* (BAGNARA et al., 2002);
- Aproximação *por fora* (*overapproximation*) por dinâmicas afins definidas em intervalos (*piecewise*), realizada em tempo de execução (*on-the-fly*);

- Limitação conservadora de bits, equações e inequações nos cálculos poliédricos; e
- Suporte para composição (produto síncrono) convencional e pelo raciocínio *supor-garantir*.

3.3.1 MODELO FORMAL PROPOSTO

O modelo formal para sistemas híbridos proposto por Frehse foi o de *Autômatos Híbridos-E/S com Dinâmicas Afins*. A expressão *E/S* refere-se a entrada/saída. E o termo dinâmicas afins refere-se aos tipos de atividades dadas na forma $\dot{x} = Ax + B$, onde x é o conjunto das variáveis contínuas do autômato híbrido.

Em termo formais, a diferença entre esse modelo e o que foi definido no capítulo 2 consiste apenas em explicitar o conjunto de variáveis em *variáveis de estado*, *variáveis de entrada* e *variáveis de saída*, de tal forma que o autômato híbrido E/S fique definido por $H = (Loc, Var_S, Var_I, Var_O, Lab, \rightarrow, Act, Inv, Init)$.

O objetivo no PHAVer consiste na análise dos autômatos híbridos usando regiões poliédricas, isto é, fórmulas lineares finitas. Sendo assim, os autômatos híbridos lineares (AHL) se encaixam perfeitamente nesse contexto. A seguir é feita uma descrição sucinta do método usado pelo PHAVer para determinação de região alcançável (FREHSE, 2005b).

3.3.2 DESCRIÇÃO DA ANÁLISE DE ALCANÇABILIDADE NO PHAVER

A análise de alcançabilidade no PHAVer calcula todos os estados que estão conectados aos estados iniciais por uma trajetória. Foi introduzido um aperfeiçoamento na correção do algoritmo computacional para alcançabilidade com operadores que particionam os locais de controle e simplificam o conjunto de estados descritos por poliedros. O particionamento dos locais de controle é usado quando dinâmicas afins são aproximadas *por fora (overapproximation)* por AHLs. Neste caso, os locais de controle são quebrados em partes menores para melhorar a exatidão. A FIG.3.5 exhibe o algoritmo utilizado pelo PHAVer para cálculo do conjunto de estados alcançáveis (FREHSE, 2005b)

O operador de *simplificação (simplify())* realiza duas propostas: a primeira, é a aproximação por fora dos conjuntos de estados por representações mais simples, mantendo a complexidade da evolução do modelo, além de gerenciar os limites computacionais. Em segundo plano, uma vez que a convergência não é garantida para todas as classes de AHL, essa aproximação por fora dos conjuntos de estados, assim como do conjunto das derivadas, pode ser usado para acelerar a convergência e possibilitar uma conclusão

forçada por meio da redução do modelo para uma classe onde a alcançabilidade seja decidível.

Como as classes de autômatos híbridos que serão utilizados nesse trabalho são decidíveis e não possuem dinâmicas afins (são apenas do tipo $\dot{x} = k$), k racional, como será apresentado no capítulo 5, os cálculos de aproximação realizados pelo PHAVer são exatos, permitindo que o uso dessa ferramenta seja muito adequada para o problema ora em estudo. Mas é oportuno desde já ressaltar a possibilidade do uso de dinâmicas mais complexas tendo em vista o modo como o PHAVer realiza suas aproximações, assim como toda a arquitetura que busca o balanceamento entre desempenho, convergência e exatidão.

```

procedure GetReach
  Input: a set of initial states  $S_I$ 
  Output: the set of states  $S_R$  reachable from  $S_I$ 
   $(S_I, \{S_I\}) := \text{partition\_loc}(S_I, \{S_I\});$ 
   $W, S_R := \text{time\_elapse}(S_I);$ 
  while  $W \neq \emptyset$  do
     $N := \text{trans\_post}(W);$ 
     $(N, (S_I, S_R, W)) := \text{partition\_loc}(N, (S_I, S_R, W));$ 
     $N := \text{cheap\_difference}(N, S_R);$ 
     $N := \text{union\_approx}(N, S_R);$ 
     $N := \text{simplify}(N);$ 
     $N := \text{time\_post}(N, \text{simplify}(\text{time\_deriv}(N, \text{Inv})));$ 
     $S_R := S_R \cup N;$ 
     $W := N$ 
  od.

```

FIG.3.5: Algoritmo do PHAVer para cálculo de conjunto de estados alcançáveis.

Segue uma descrição resumida dos operadores utilizados no algoritmo da FIG.3.5 que estão agrupadas conforme sua finalidade:

Operadores *Post*:

- $\text{time_elapse}(X)$ calcula os estados sucessores do conjunto de estados dado por X pelo passar do tempo conforme as características da dinâmica para cada local de controle do autômato em questão; e
- $\text{trans_post}(X)$ calcula os sucessores do conjunto de estados dado por X por meio das transições discretas que podem ocorrer na evolução do sistema.

Operadores de Aproximação (*overapproximation*):

- O operador *cheap_difference*(X, Y) calcula uma aproximação de X com respeito a Y que retorna um poliedro em Y que não está individualmente contido em algum poliedro de X ;
- O operador *union_approx*(X, Y) possibilita uma aproximação da união de *novos* estados X com *velhos* estados Y ; e
- O operador *simplify* é usado para reduzir a complexidade da representação de estados por uma aproximação, conforme já dito anteriormente.

Operadores de Particionamento:

- O operador *partition_loc*($X, (Y_1, \dots, Y_z)$) divide os locais de controle com estados contidos em X e mapeiam esses estados para Y_1, \dots, Y_z , sendo estes seus novos locais de controle;
- O operador *time_deriv*(X, Y) calcula o conjunto de dinâmicas (derivadas) que algum estado contido em X deve ter, de forma que os estados fiquem confinados em Y .

Mais detalhes sobre os operadores, bem como do algoritmo de alcançabilidade do PHAVer encontram-se em (FREHSE, 2005b). Existe ainda um comando implementado no PHAVer, que é o *reverse* (FREHSE, 2006), que possibilita a análise da região reversamente alcançável. Portanto, o PHAVer disponibiliza as operações de *post()* e *pre()* que fornecem o subsídio necessário ao processo de verificação das propriedades de segurança conforme foi ilustrado na seção 3.1

3.4 RESUMO DO CAPÍTULO

Este capítulo introduziu o tema de verificação de sistemas híbridos, realizando uma descrição sucinta dos elementos nos quais a verificação formal está baseada: modelo formal, as especificações e o algoritmo de verificação. Foram destacadas as principais propriedades avaliadas em sistemas híbridos: Segurança, Vivacidade e de Linha do Tempo.

Foram exibidos os processos de análise de segurança via alcançabilidades direta e reversa, fundamento teórico das principais funcionalidades da ferramenta de auxílio ao planejamento de missões desenvolvida neste trabalho que será apresentada no capítulo 6.

Foi apontada a questão da decidibilidade como um tema de essencial importância em verificação de sistemas híbridos e vários resultados de interesse para este trabalho foram descritos.

Por fim, foi ilustrado o modelo matemático formal para sistemas híbridos usado pelo PHAVer e buscou-se descrever as principais vantagens, bem como a análise que essa ferramenta realiza com relação a alcançabilidade que possibilitará, como será visto mais adiante nessa dissertação, a implementação de um sistema automático para verificações de missões de veículos aéreos não tripulados.

4 TÓPICOS SOBRE MISSÕES DE VANTS

Este capítulo tem o objetivo de estudar os principais aspectos que envolvem o emprego/operação dos veículos aéreos não-tripulados, bem como descrever as simplificações que serão utilizadas no planejamento das missões que têm a finalidade de facilitar a implementação computacional. Neste sentido, serão estudados o sistema de coordenadas adotado, as características internas e as externas do contexto operacional de uma missão de VANT. Além disso, conceitos gerais serão definidos para uma melhor compreensão deste trabalho.

O emprego de VANTs tem se desenvolvido por desempenharem diversas atividades. São eficientes e com um custo menor do que uma aeronave convencional que desempenhe a mesma tarefa, com a vantagem de no caso de ser abatido não pôr em risco vidas humanas. Os primeiros VANTs datam da década de sessenta, quando apareceram em conflitos armados com a missão de fazer reconhecimento sobre áreas inimigas fortemente defendidas, em que aeronaves convencionais eram abatidas com alto custo de vidas e material.

Dentre exemplos de VANTs pode-se citar, o *Nova Cuatro S3212* (FIG.4.1), que atualmente é utilizado para testes no Instituto Militar de Engenharia. Em geral, esses veículos podem carregar câmeras, radares, gravadores, entre outros equipamentos úteis ao cumprimento de sua missão.



FIG.4.1: Modelo Nova Cuatro S3212.

A utilidade dos VANTs é muito grande e variada, podendo ser usados em missões militares e civis. A utilização militar pode ser em:

- Reconhecimento e vigilância (marítimo, aéreo e terrestre);
- Acompanhamento da movimentação tática/estratégica do inimigo;
- Busca, análise e localização de alvos;
- Designação de alvos para ataques aéreos;
- Transmissão de imagens e dados de inteligência em tempo real (*datalink*);

4.1 OPERAÇÃO E UTILIZAÇÃO

A operação consiste basicamente em decolar (ou lançar) o VANT, voar seguindo uma rota e altitude pré-determinadas, chegar a um ponto e permanecer voando em altitudes e tempo pré-programados (objetivo do desenvolvimento deste trabalho), transmitir as informações de sinais e imagens captadas, designar alvos para ataque, voltar e pousar em segurança.

As operações de decolagem e de recuperação são as mais delicadas, principalmente a de recuperação do VANT. Há alternativas tanto para a decolagem quanto para o pouso. Quando se está muito próximo ao objetivo e não há pista de decolagem é utilizado um caminhão de lançamento com catapulta pneumática para os VANTs de asas fixas. Também pode ser utilizado um lançamento assistido por foguetes, sendo nesse caso, lançado a partir de qualquer local. O recolhimento do VANT se dá pelo pouso em pistas ou estradas, ou ainda por intermédio de redes (em navios ou espaços limitados), ou também utilizando esquis para grama ou neve e por pára-quedas. O uso de helicópteros evitam esses transtornos no lançamento/recolhimento em contrapartida da diminuição da velocidade longitudinal empregada que poderá limitar sua operacionalidade. Mesmo assim, o estudo aqui desenvolvido tem por base VANT de asas rotativas para obter uma análise de resultados comparativa com os dados oriundos do trabalho de (SEIBEL, 2000).

4.2 SISTEMAS DE COORDENADAS

Esta seção tem o objetivo de apresentar o estudo de sistemas de coordenadas, suas simplificações, bem como o modo como serão empregados no desenvolvimento deste trabalho.

Para um planejamento de missão de VANT, a localização de pontos no universo de operações é fundamental. Qualquer ponto pode ser definido quando se dispõe de um sistema de coordenadas como referência. Será visto no capítulo 5 que os dados referentes a localização de pontos serão fundamentais na construção da modelagem da missão.

4.2.1 SISTEMA DE COORDENADAS GEOGRÁFICAS

No sistema de coordenadas geográficas, cada ponto da superfície terrestre é localizado na interseção de um meridiano com um paralelo (DE OLIVEIRA, 1993). Num *modelo esférico*, os *meridianos* são círculos máximos cujos planos contêm o eixo de rotação ou eixo dos pólos. Já num *modelo elipsoidal* os meridianos são elipses definidas pelas interseções dos planos que contêm o eixo de rotação com o elipsóide que representa a Terra.

O *Meridiano de Origem* (também conhecido como inicial ou fundamental) é aquele que passa pelo antigo observatório britânico de *Greenwich*, escolhido convencionalmente como a origem (0°) das longitudes sobre a superfície terrestre e como base para a contagem dos fusos horários. A leste de Greenwich os meridianos são medidos por valores crescentes até $+180^\circ$. A oeste, suas medidas são decrescentes até o limite mínimo de -180° .

Os *paralelos* são círculos, tanto no modelo esférico quanto elipsoidal, cujo plano é perpendicular ao eixo dos pólos. O *Equador* é o paralelo que divide a Terra em dois hemisférios (Norte e Sul) e é considerado com o paralelo de origem 0° . Partindo do equador em direção aos pólos têm-se vários planos paralelos ao equador, cujos tamanhos vão diminuindo até se tornarem um ponto nos pólos Norte ($+90^\circ$) e Sul (-90°).

Longitude de um lugar é a distância angular entre um ponto qualquer da superfície terrestre e o meridiano inicial ou de origem. *Latitude* é a distância angular entre um ponto qualquer da superfície terrestre e a linha do Equador. A FIG.4.2 exhibe um esquemático do sistema de coordenadas geográficas (considerando a Terra esférica).

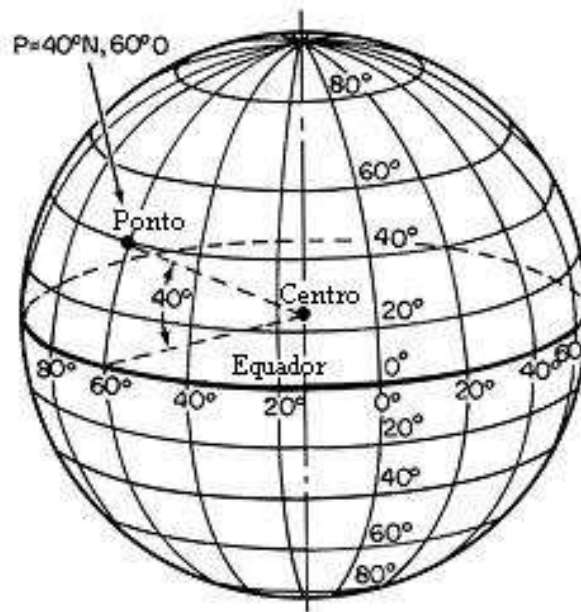


FIG.4.2: Coordenadas Geográficas.

4.2.2 SISTEMAS DE COORDENADAS PLANAS

O sistema de coordenadas planas, também conhecido por sistema de coordenadas cartesianas, baseia-se na escolha de dois eixos perpendiculares, usualmente os eixos horizontal e vertical, cuja interseção é denominada origem, estabelecida como base para a localização de qualquer ponto do plano. A origem normalmente tem coordenadas planas (0,0), mas pode, por convenção, receber valores diferentes, denominados *offsets*. Assim, pode-se ter a origem com coordenadas (*Offset X*, *Offset Y*).

Em um sistema de informações geográficas (SIG) as coordenadas planas normalmente representam uma projeção cartográfica e, portanto, são relacionadas matematicamente às coordenadas geográficas descritas na seção anterior, de maneira que umas podem ser convertidas nas outras.

Será utilizado neste trabalho um sistema de coordenadas planas conhecido como sistema de coordenadas plano-tangente, que simplifica o problema de navegação, na medida que transfere a geometria esférica para uma geometria plana. Essa aproximação, ou melhor, projeção da superfície elipsoidal da Terra em um plano tangente a um ponto de referência, é possível tendo em vista que o universo esperado para operações de um VANT é tratado neste trabalho como sendo muito menor que o raio da Terra. Vale salientar que o ponto de referência pelo qual se dá a intermediação do sistema de coordenadas geográficas para o sistema plano tangente pode ser qualquer um dentro do universo de operações

da aeronave, mas costuma-se por simplificação adotar o ponto de lançamento ou recolhimento do VANT. A FIG.4.3 ilustra o relacionamento entre os sistemas de coordenadas geográficas com o sistema plano tangente.

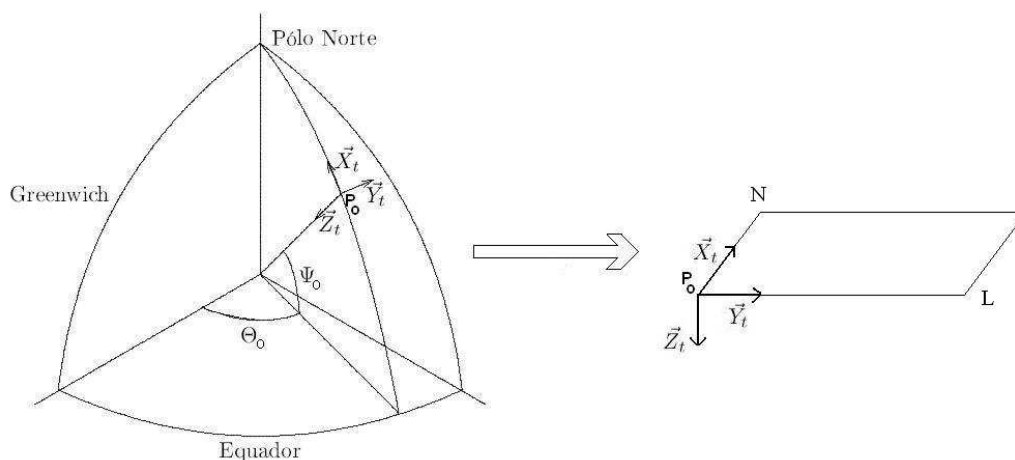


FIG.4.3: Coordenadas Geográficas x Coordenadas Plano-Tangente.

O eixo \vec{X}_t do sistema plano tangente é coincidente com o meridiano que passa por sua origem e é positivo para direção norte. Da mesma forma o eixo \vec{Y}_t é coincidente com o paralelo e é positivo para a direção leste. O eixo \vec{Z}_t é perpendicular ao plano tangente formado pelos eixos \vec{X}_t e \vec{Y}_t e é positivo para baixo.

Pode-se converter, considerando a Terra esférica, para deslocamento de pequenas distâncias comparadas ao raio da Terra, o sistema de coordenadas geográficas para o sistema de coordenadas plano-tangente por meio das seguinte equações, (SEIBEL, 2000):

$$x_t = (\Psi - \Psi_0) \cdot R \quad (4.1)$$

$$y_t = (\Theta - \Theta_0) \cdot R \cdot \cos\left(\frac{\Psi + \Psi_0}{2}\right) \quad (4.2)$$

$$z_t = z - z_0 \quad (4.3)$$

Sem perda de generalidades, com a finalidade de usar a notação cartesiana de costume (X, Y) , sendo X o eixo horizontal e Y o eixo vertical, será adotada a seguinte mudança de variáveis: $Y_p = \vec{X}_t$, sendo positivo para o Norte, $X_p = \vec{Y}_t$, sendo positivo para Leste, e $Z_p = \vec{Z}_t$, sendo positivo para o centro da Terra, onde o índice t representa o sistema de coordenadas plano-tangente e o índice p o sistema de coordenadas planas ou cartesianas. A FIG.4.4 ilustra o sistema plano adotado.

Vale salientar que outro sistema de coordenadas, sistema de coordenadas rigidamente acoplado ao centro de gravidade da aeronave, é normalmente usado para descrever todo

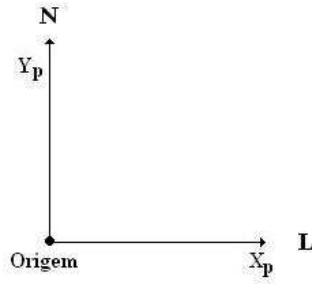


FIG.4.4: Sistema de coordenadas planas ou cartesianas.

comportamento dinâmico do modelo. Simplificando essa etapa, considera-se que a velocidade da aeronave já foi devidamente relacionada ao sistema plano adotado para a execução da navegação nesse referencial.

4.3 CONCEITOS GERAIS

Nesta seção será feito um resumo das principais definições sobre alguns conceitos que envolvem o planejamento e execução de missões. Os conceitos aqui definidos foram extraídos do trabalho desenvolvido por SEIBEL (2000).

- *Missão* é o termo utilizado para descrever a operação da aeronave em uma certa região durante um período limitado de tempo visando cumprir um objetivo específico denominado *objetivo da missão*;
- *Doutrina da Missão* é um conjunto de regras que descreve a filosofia de operação da aeronave em uma determinada missão;
- *Atitude da aeronave* refere-se a sua posição com respeito a seus 3 eixos: Vertical, Longitudinal e o Transversal;
- *Navegação* consiste de um conjunto de algoritmos capaz de fornecer posição, atitude e velocidades (angulares e lineares) do veículo em relação a um sistema de coordenadas de referência;
- *Guiagem* é a técnica de controle da posição do centro de massa de uma aeronave;
- *Pilotagem* é a técnica de controle da atitude da aeronave;

4.4 PLANEJAMENTO DE MISSÕES

O planejamento de missões consiste em todo trabalho efetuado antes do emprego/operação da aeronave e tem como objetivo principal a elaboração de um estudo minucioso sobre as condições de execução da missão propriamente dita. Simplificadamente corresponde a elaboração do *plano de vôo*, verificação das *condições internas* da aeronave e o conhecimento das *condições externas*, principalmente os fatores meteorológicos, por ocasião da execução da missão.

4.4.1 PLANOS DE VÔO

Plano de vôo corresponde a seqüência de manobras que deverá ser executada pela aeronave durante o cumprimento da missão. Um plano de vôo é constituído de várias etapas que podem ser especificadas conforme abaixo:

- Pelas coordenadas de dois pontos de passagem (*waypoints*), como também pela velocidade a ser empregada no deslocamento entre esses pontos. Nessa abordagem, a etapa é considerada completa assim que o ponto de passagem final seja alcançado. Vale salientar que essa é a abordagem tratada ao longo deste trabalho; e
- Pelo ponto de passagem inicial, a velocidade de deslocamento e o tempo de duração. Nessa abordagem, a conclusão da etapa do vôo corresponde ao término do tempo especificado.

4.4.2 CONDIÇÕES INTERNAS

São os fatores que dependem tão somente da aeronave escolhida para a missão. Cada aeronave possui um conjunto de características que devem ser compreendidas e consideradas no planejamento das missões. Exemplos dessas características são:

- As velocidades nas quais a aeronave pode ser operada;
- O consumo específico do combustível para as velocidades de operação;
- A capacidade máxima armazenável de combustível a bordo;
- O alcance máximo do enlace de rádio com a estação em terra; e
- A relação entre a energia elétrica demandada nos diversos sistemas da aeronave com seu sistema acumulador/alternador de fornecimento desta energia elétrica.

Este trabalho se concentrará no estudo envolvendo os quatro primeiros itens descritos acima pois são considerados como fatores mais relevantes das condições internas da aeronave na execução de uma missão.

4.4.2.1 VELOCIDADES DE OPERAÇÃO VERSUS CONSUMO DE COMBUSTÍVEL

Existe uma relação, em cada aeronave, entre o consumo específico de combustível, as velocidades empregadas e a massa da aeronave. Sendo mais preciso, há também uma dependência do consumo de combustível com as condições de temperatura e pressão atmosférica, mas para o desenvolvimento deste trabalho foi desconsiderada.

O consumo específico de combustível será representado por S , e sua unidade será gramas por segundo $[g/s]$. As velocidades serão representadas por V , com unidade em metros por segundo $[m/s]$. A quantidade de combustível será representada por f e a unidade em grama $[g]$, sendo f_0 a quantidade inicial de combustível. A variável tempo é denotada por t com unidade em segundos $[s]$. A função que fornece a quantidade de combustível f passado um determinado tempo t é dada por:

$$f = f_0 - \int_0^t S(\lambda) d\lambda \quad (4.4)$$

O principal entrave consiste na não uniformidade entre a taxa consumo de combustível em relação às velocidades empregadas. A FIG.4.5 exibe uma curva típica da variação de S em relação à velocidade desenvolvida pela aeronave considerando a massa constante (PROUTY, 1990) e (SEIBEL, 2000).

Os pontos em destaque (A, B, C e D) (SEIBEL, 2000) no gráfico da FIG.4.5, representam as seguintes informações:

- O ponto A representa a aeronave realizando um voo *pairado*, no qual a velocidade V_h é zero ou próxima a zero, uma vez que o voo pairado inclui manobras de baixa velocidade, tais como a própria decolagem/aterriagem. Possui um consumo específico de combustível denotado por s_h ;
- O ponto B representa a aeronave realizando um deslocamento à frente com *velocidade mais econômica (endurance speed)*, V_e . Esta velocidade permite *maximizar o tempo* no ar da aeronave. Possui um consumo específico de combustível denotado por s_e ;
- O ponto C representa a aeronave realizando um deslocamento à frente com *velocidade mais eficiente (best range speed)*, V_r . Esta velocidade permite *maximizar a*

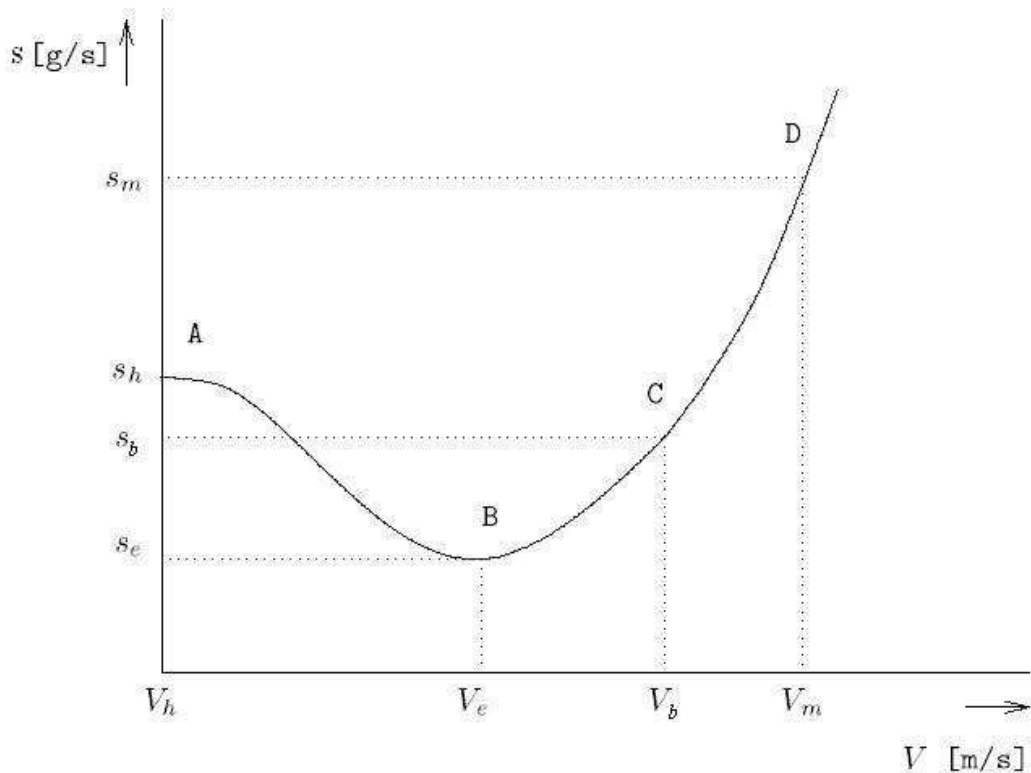


FIG.4.5: Função do consumo específico de combustível com relação a velocidade empregada da aeronave (SEIBEL, 2000).

distância percorrida ou a área coberta para uma quantidade fixa de combustível. Possui um consumo específico de combustível denotado por s_r ;

- Finalmente, o ponto D representa a aeronave realizando um deslocamento a frente a *máxima velocidade*, V_m . Essa velocidade permite *minimizar* o tempo para percorrer um dado trajeto. Possui um consumo específico de combustível denotado por s_m .

Em geral, as relações ordinárias $V_m > V_b > V_e > V_h$ e $s_m > s_h > s_b > s_e$ valem para a maioria das aeronaves. Não será considerada a variação da massa da aeronave devido ao consumo do combustível.

4.4.2.2 ENLACE DE COMUNICAÇÃO

Ainda com respeito às condições internas, um fator de importância é o enlace de comunicação da aeronave com sua estação base em terra. Por mais que a aeronave possa ter sistemas embarcados de navegação, que não necessite de um controle direto feito por algum operador em terra, existe a necessidade de constante troca de informações entre a estação e a aeronave. Essas informações vão desde as condições internas da aeronave

(*status* dos sistemas em bordo), informações do ambiente (temperatura, ventos etc.) e, principalmente, os dados referentes às imagens e demais detalhes das áreas sobrevoadas que se traduzem em grande parte dos casos no próprio objetivo da missão.

Para esse importante fator, a região de cobertura do enlace é descrita por uma desigualdade no sistema de coordenadas plano tangente, na qual a intensidade do sinal de rádio-freqüência é suficientemente forte para garantir a comunicação. Supõe-se nesse momento que se trate de uma antena omnidirecional, que a propagação é homogênea, e desta forma a região de cobertura é representada por um círculo de raio R_{max} . Considere a localização do centro de comando (estação base) dada por (x_c, y_c) , então a região de cobertura no sistema de coordenadas plano tangente é dada por:

$$(x - x_c)^2 + (y - y_c)^2 \leq R_{max}^2 \quad (4.5)$$

4.4.3 CONDIÇÕES EXTERNAS

As condições externas compreendem os fatores que independem da aeronave no contexto operacional da missão. São os fatores meteorológicos no momento da execução do vôo, notadamente o vento, o relevo da área sobrevoada e a existência de zonas de exclusão.

Por serem aeronaves em sua maioria de pequeno porte, durante a execução da missão sofrem a interferência do vento. Dependendo da potência do motor, bem como da eficiência do controle da navegação, e da atitude da aeronave, esse vento poderá até mesmo ser aproveitado. Mas em casos mais críticos poderá ocorrer a saída da trajetória prevista no plano de vôo, levando ao fracasso da operação. Desta forma um importante conceito desenvolvido neste trabalho será a idéia de vento não compensado.

O vento não compensado é o excesso de vento a partir do qual a aeronave não poderá, em função da limitada potência do motor e dos limitados recursos aerodinâmicos, exercer resistência. O próprio conceito revela a importância do tema para o planejamento de missões de VANTs. Sendo assim, essa sobra de vento deverá ser analisada e modelada conjuntamente com a dinâmica da aeronave para que se possa avaliar com mais minúcia a possibilidade da execução de uma missão.

Arelado a esse conceito está a definição de *Margem de Trajetória*. A margem de trajetória compreende uma faixa de segurança realizada a partir da trajetória idealizada no plano de vôo, sobre a qual deverá permanecer a aeronave. Essa faixa é tal que possibilita o controle do VANT e o cumprimento da missão. A FIG.4.6 ilustra o conceito

de margem de trajetória, numa etapa de um plano de vôo na qual a aeronave se desloca de um ponto de passagem $WP1$ para outro ponto $WP2$.

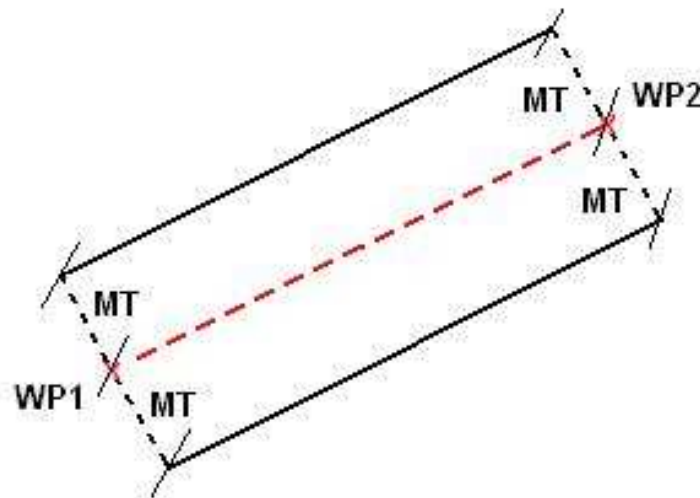


FIG.4.6: Margem de Trajetória.

Outro aspecto, ainda dentro do contexto de condições externas, diz respeito ao relevo do terreno a ser sobrevoado. Para simplificar essa questão o plano de vôo sempre será executado a uma altura superior a maior elevação da área do universo de operações previamente estudado. No capítulo 8 serão mencionadas possibilidades para a implementação de uma estrutura que verifique a altura do relevo da região alcançável em contraponto com a altura de vôo, sendo mais uma sugestão de verificação para a exequibilidade da missão.

4.5 RESUMO DO CAPÍTULO

Este capítulo apresentou os principais tópicos acerca do planejamento de missões de veículos aéreos não-tripulados. Foram descritos alguns exemplos de operação/emprego de VANTs, bem como algumas vantagens de utilização desse tipo de equipamento.

Foram estudados também alguns sistemas de coordenadas de interesse, o Sistema de Coordenadas Geográficas e o Sistema de Coordenadas Plano-Tangente, que serão empregados na implementação computacional que será descrita no capítulo 6.

Foram definidos alguns conceitos gerais, que serão sempre mencionados ao longo deste trabalho.

Ainda houve destaque nesse capítulo para as condições internas e externas que compreendem os principais aspectos do contexto operacional das missões. Esses aspectos serão tratados e modelados no capítulo 5 para que a verificação do planejamento da missão possa ser feito de forma automática e eficiente.

5 MODELAGEM ADOTADA

Este capítulo tem o objetivo de apresentar os autômatos híbridos usados para a modelagem de uma missão empregando-se um veículo aéreo não-tripulado. Nesse enfoque, também será descrita uma metodologia, baseada nos modelos desenvolvidos no trabalho de SEIBEL (2000), na qual será possível uma padronização das missões (uma vez estabelecidos determinados parâmetros), que permitirá a construção de um gerador automático de missões e, por conseguinte, um sistema auxiliar de planejamento de missões.

Uma vez formalizada a definição de autômatos híbridos e os principais tópicos sobre verificação desse tipo de sistema, é conveniente exibir a abordagem matemática que será utilizada para modelar as missões dos VANTs. Conforme já mencionado no capítulo 4, a operação de um VANT consiste basicamente em decolar, voar seguindo uma rota e altitude pré-determinadas, chegar a um ponto e permanecer voando por tempo pré-programados, transmitir as informações de sinais e imagens captadas, designar alvos para ataque, retornar e pousar. Com exceção da transmissão de informações de sinais e imagens captadas, e da designação de alvos, todo o restante da operação descrita será tratado conforme um modelo híbrido que possibilitará o planejamento de missões eficientes, ou seja, realizando a operação de verificação automaticamente, minimizando as possibilidades de erros humanos. A FIG.5.1 ilustra de forma simplificada as etapas do emprego de um VANT em uma missão, destacando os blocos que serão alvos do desenvolvimento deste capítulo.

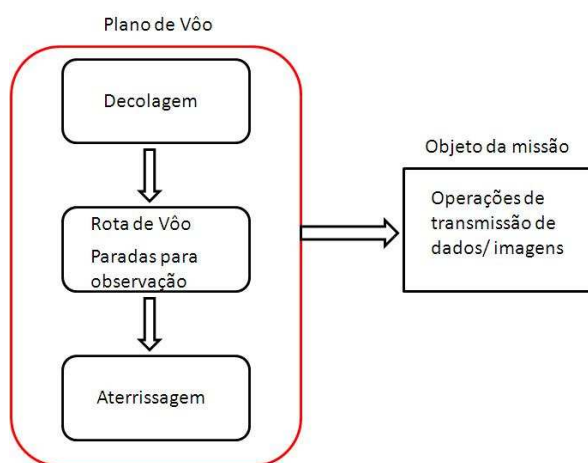


FIG.5.1: Diagrama ilustrativo para emprego de um VANT.

5.1 MODELAGEM DE MISSÕES

Nesta seção serão descritos os modelos baseados no trabalho desenvolvido por SEIBEL (2000) que permitem o tratamento da missão de forma modular. O planejamento global de uma missão é compreendido por:

- Um autômato da dinâmica da aeronave sob interferência das condições meteorológicas (vento) previstas na execução da missão;
- Um autômato das condições internas da aeronave (combustível inicial, relação da velocidade empregada versus consumo específico do combustível); e
- Modelagem das condições externas e demais restrições de segurança (elevações do terreno, zonas de exclusão) mediante a descrição em regiões (desigualdades) no sistema de coordenadas plano tangente.

5.1.1 AUTÔMATO DA DINÂMICA DA AERONAVE

A dinâmica da aeronave consiste na sua posição e velocidade em função do tempo. Neste autômato, cada *local de controle* corresponde a uma etapa prevista no plano de vôo. Em cada etapa está prevista a velocidade com a qual a aeronave deve percorrer o trecho, conforme as velocidades operativas que a aeronave em questão pode desenvolver. Em cada local de controle, portanto, as *atividades* são funções que descrevem a evolução da posição da aeronave no sistema de coordenadas plano-tangente. Uma vez que os deslocamentos entre os trechos são realizados considerando a velocidade constante, essas funções são do tipo $\dot{x} = q$, onde q é racional.

As transições que ligam os diferentes locais de controle possuem guardas de transições conforme as categorias abaixo:

- Testes sobre a posição da aeronave;
- Testes sobre o tempo;

Os testes sobre a posição tentam responder a seguinte pergunta: Quando a aeronave irá alcançar o ponto final de uma etapa do vôo? A resposta intuitiva aponta um teste de igualdade entre a posição da aeronave e do ponto final da etapa. Porém, como será permitido em nossos estudos a interferência do vento, ocorrerá que dificilmente será atingido exatamente um determinado ponto, levando a construção de uma margem de chegada

ao ponto. Essa margem de chegada ao ponto, conforme ilustra a FIG.5.2 consiste em uma região na qual para efeito de cumprimento da missão, a etapa pode ser considerada concluída. Vale salientar que essa margem é tal que a aeronave, por meio do seu controle de posição, possa se aproximar do ponto real.

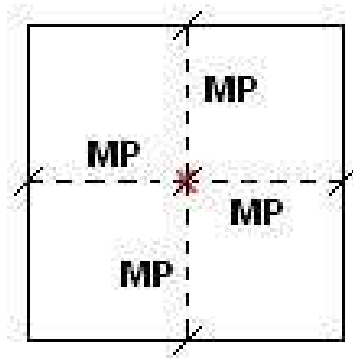


FIG.5.2: Margem de chegada ao ponto.

Desta forma, o identificador da chegada a um determinado ponto final de uma etapa, é dado por um conjunto inequações que descrevem a região interior do quadrado em torno do ponto de chegada, conforme ilustra a FIG.5.2. Essa região será o guarda da transição para a próxima etapa da missão.

Os testes sobre o tempo são utilizados para comparar o contador de tempo com o tempo de observação dos pontos previstos no plano de vôo. O contador é ativado nos locais de controle que implementam as etapas de observação, portanto, com aeronave executando vôo pairado. No momento que o tempo previsto é atingido a transição é habilitada e uma nova etapa da missão é posta em execução.

É importante ressaltar que as variáveis da posição (x, y, z) nunca são modificadas, por alguma atribuição na transição. Apenas a variável que contabiliza o tempo (t) é modificada (zerada), para que novas contagens de tempo nas etapas futuras possam ser iniciadas. Assim, uma *avaliação*, no ato de uma transição será reinicializada da seguinte forma:

$$\begin{bmatrix} v(x) \\ v(y) \\ v(z) \\ v(t) \end{bmatrix} \longrightarrow \begin{bmatrix} v(x) \\ v(y) \\ v(z) \\ 0 \end{bmatrix} \quad (5.1)$$

Conforme explicado no capítulo 2 por ocasião da definição de sistemas híbridos, ocorre que a relação de transição $\mu(v(\gamma), v'(\gamma))$, $\gamma \in Var$ é tal que $v'(\gamma) \in \{0, v(\gamma)\}$,

sendo 0 somente no caso em que $\gamma = t$.

Existe ainda nas transições a presença de rótulos de sincronismo que permitirão a combinação com os outros autômatos na medida em que a evolução de um implica em modificação da evolução de outro. Este sincronismo será melhor descrito quando for estudado o autômato modelador das condições internas (relação velocidade empregada \times consumo específico do combustível). Para ilustrar uma transição entre duas etapas, agora de forma completa, considere uma transição \rightarrow que liga dois *locais de controle* $E1$ e $E2$ (duas etapas de uma missão). A etapa $E1$ consiste em observação de um determinado ponto por 5 minutos (300 seg), e a etapa $E2$ um deslocamento do ponto em que se encontra para um outro determinado em velocidade máxima, cujo rótulo é *max*. Assim, um *guarda* da categoria de teste sobre tempo deverá ser utilizado gerando uma transição dada por: $\rightarrow = (E1, max, \mu, E2)$, onde

$$\mu : \begin{bmatrix} v(x) \\ v(y) \\ v(z) \\ v(t) \end{bmatrix} \xrightarrow{t > 300} \begin{bmatrix} v(x) \\ v(y) \\ v(z) \\ 0 \end{bmatrix} \quad (5.2)$$

no qual $t > 300$ habilita a transição quando decorridos os 300 segundos pré-estabelecidos e faz o *reset* da variável t .

Os invariantes de cada *local de controle*, que são o fundamento de validade das *atividades* de cada local, tem a finalidade principal de forçar a evolução do sistema. Os invariantes de cada local de controle foram calculados da seguinte forma para este autômato: nos casos em que o local de controle representa uma etapa da missão que consiste em observação (vôo pairado), o *invariante* consiste numa desigualdade de forma a forçar a tomada da transição, no caso descrito anteriormente, o invariante do local de controle $E1$ seria $t \leq 300$; nos casos em que o local de controle represente um deslocamento de um ponto de passagem para outro, o invariante será a região descrita na FIG.5.3.

Assim, caso seja extrapolado o invariante hachurado ou o ponto do final da etapa é alcançado, no caso de se alcançar a margem de chegada ao ponto (MP), ou ocorre a saída da margem de trajetória (MT). Neste último caso, o vento não compensado foi forte o suficiente para forçar a saída do veículo da margem estipulada. Define-se então, uma transição para um local de controle especial (Vento_Forte) com a finalidade de destacar a saída da trajetória por força do vento. Portanto, o local de controle Vento_Forte representa a saída da aeronave, por força do vento, da região idealizada para sua trajetória.

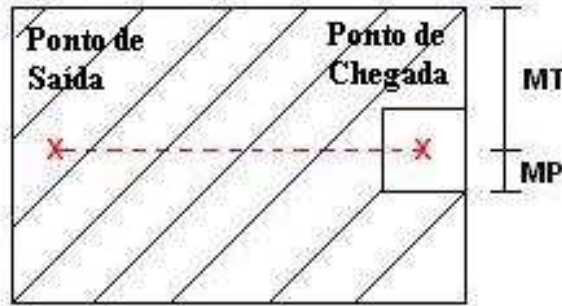


FIG.5.3: Região do Invariante para os Locais de Controle que representem deslocamentos.

5.1.1.1 EXEMPLO DE AUTÔMATO MODELADOR DE MISSÃO

Considere um plano de vôo em que esteja planejado a execução das seguintes etapas:

- a) Vôo à velocidade máxima, com altura de z metros, de um ponto $WP_1 = (x_1, y_1, z)$ para o ponto $WP_2 = (x_1, y_2, z)$;
- b) Vôo pairado no ponto WP_2 , por tempo t_{ob} para observação deste ponto; e
- c) Vôo à velocidade mais econômica, do ponto WP_2 ao ponto $WP_3 = (x_3, y_2, z)$.

As margens de trajetória e de chegada ao ponto são dadas por MT e MP , respectivamente. A FIG.5.4 ilustra o esboço das etapas do plano de vôo descritas acima, sobre uma sistema de coordenadas plano-tangente cuja origem se encontra no universo de operações da missão a ser executada.

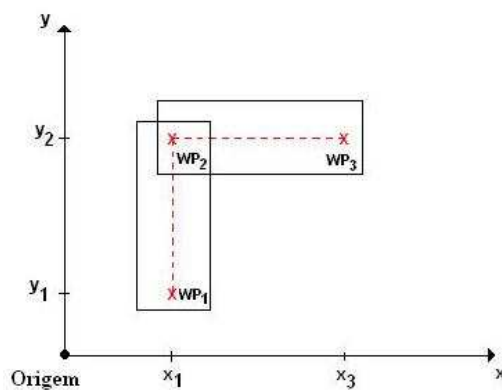


FIG.5.4: Esboço das etapas do plano de vôo do exemplo da seção 5.1.1.1.

O autômato híbrido que representa as etapas deste exemplo está ilustrado na FIG.5.5. O local de controle E_1 , representa o deslocamento de WP_1 para WP_2 . O local HOV

representa o tempo de observação sobre o ponto WP_2 . Finalmente, o local E_2 representa o deslocamento do ponto WP_2 para WP_3 . V_m representa a velocidade máxima e V_e representa a velocidade mais econômica.

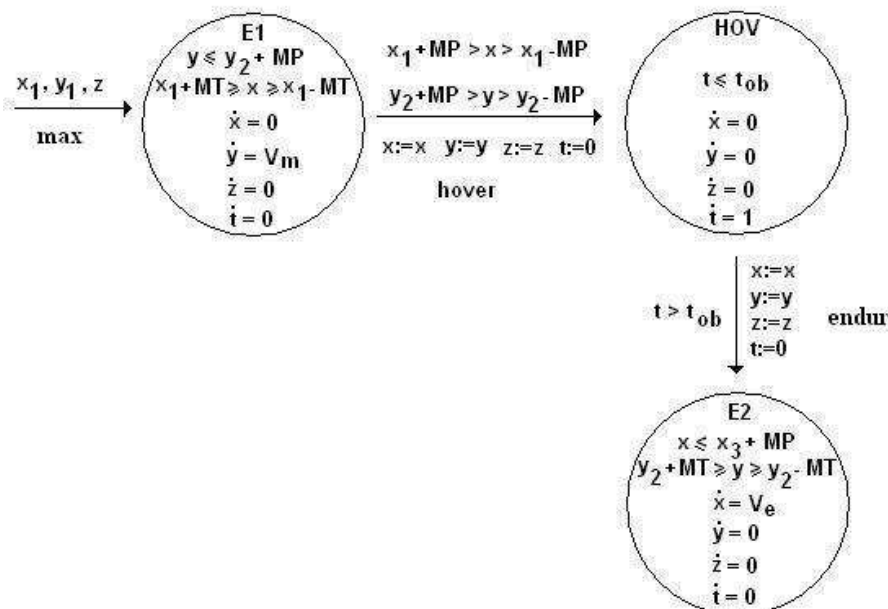


FIG.5.5: Autômato modelador das etapas do plano de vôo do exemplo da seção 5.1.1.1.

Percebe-se bem, nas transições, a diferença entre os *guardas* de chegada ao ponto (transição $E_1 \rightarrow HOV$) e de aferição (acumulador) de tempo (transição $HOV \rightarrow E_2$). Nota-se ainda a presença das etiquetas (rótulos) de sincronização nas transições que são responsáveis em comandar ações (transições) no autômato que modela o consumo específico de combustível do VANT, conforme será melhor descrito na seção 5.1.2.

Neste exemplo não foi considerada a presença do vento. Se fosse levado em conta a existência de um vento não compensado, já comentado na seção 4.4.3, de intensidade v_w e direção θ_w , deveria-se adicionar essa dinâmica em cada uma das direções x e y , conforme a FIG.5.6, para obter a velocidade global em cada direção (V_{G_x} e V_{G_y}):

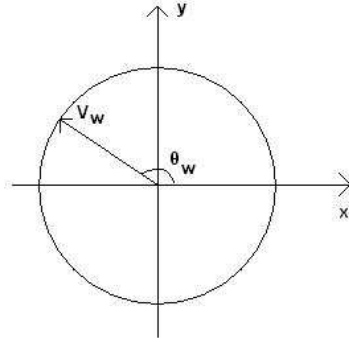


FIG.5.6: Decomposição do vento não compensado nos eixos coordenados do plano-tangente.

$$V_{G_x} = V_x + V_w \cdot \cos(\theta_w) \quad (5.3)$$

$$V_{G_y} = V_y + V_w \cdot \sin(\theta_w) \quad (5.4)$$

Acrescenta-se no autômato um local de controle (*Vento_forte*) com a finalidade de auxiliar a verificação da saída da margem de trajetória devido ao vento. A FIG.5.7 ilustra o novo autômato modelador das etapas de vôo, com a presença de vento não compensado. Note que o local de controle *Vento_forte* não possui dinâmica e tem a finalidade apenas de marcar os pontos em que o veículo perde a margem da trajetória devido ao vento não compensado existente na missão.

Vale destacar que o efeito do vento não é levado em consideração na realização do vôo pairado, uma vez que a interferência do vento será analisada apenas para os deslocamentos de grandes distâncias. A intensidade do vento pode ser dada como uma faixa de valores, $v_w \in [v_{w_{min}}, v_{w_{max}}]$, gerando inclusões diferenciais na dinâmica do modelo do tipo $q_{min} \leq \dot{x} \leq q_{max}$, permitido pelo verificador PHAVer, conforme descrito no capítulo 3.

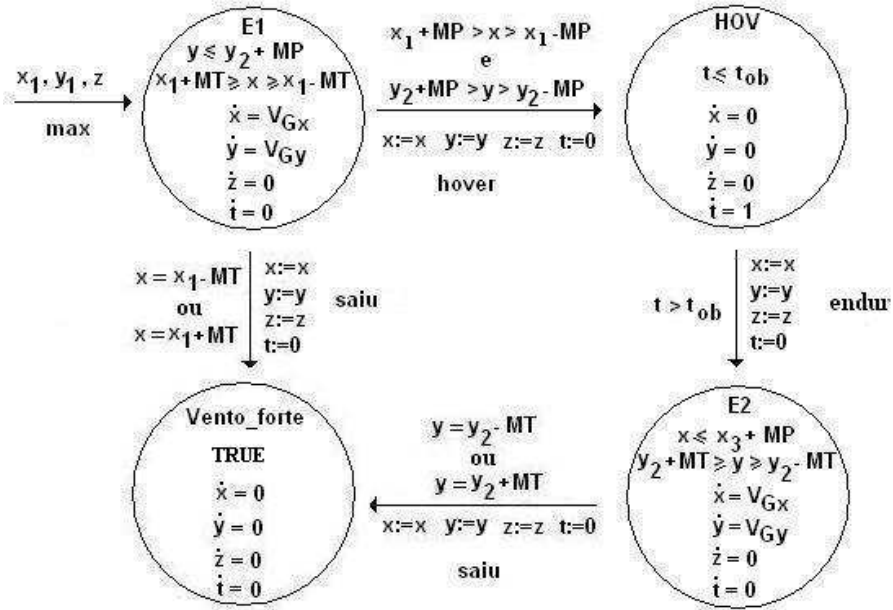


FIG.5.7: Autômato modelador das etapas do plano de vôo do exemplo da seção 5.1.1.1 com vento.

As principais modificações entre o autômato da dinâmica do VANT ora descrito e o desenvolvido por SEIBEL (2000) diz respeito ao modo de construção dos invariantes e guardas de transições. Neste trabalho, tais construções buscam corresponder com as margens de trajetória e de chegada ao ponto pré-determinadas para a missão, com objetivo de se ter uma análise mais crítica sobre a interferência do vento na execução da missão.

Vale destacar que os autômatos descritos na modelagem anterior classificam-se como multi-taxa inicializados e, portanto, decidíveis. Possuem região alcançável calculável em um número finito de etapas.

5.1.2 AUTÔMATO MODELADOR DO CONSUMO ESPECÍFICO DE COMBUSTÍVEL

Este modelo foi também baseado no trabalho desenvolvido por SEIBEL (2000). Acrescentaram-se outras transições referentes ao consumo de combustível quando a aeronave estiver no local de controle *Vento_Forte* (sincronismo *saiu*). Como já foi mencionado este local tem a finalidade apenas de marcar os pontos da possível saída de rota da aeronave e sendo assim foi atribuído um consumo igual a zero (neste local as dinâmicas são nulas).

A FIG.5.8 exhibe o autômato modelador do consumo específico de combustível. A

variável f denota a quantidade de combustível e \dot{f} a taxa de consumo.

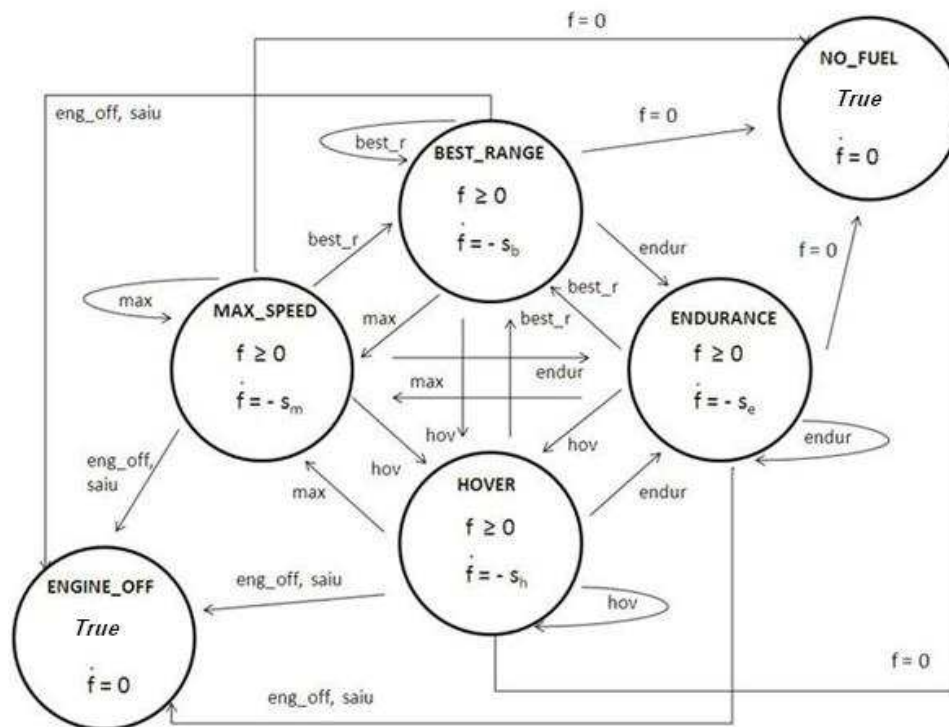


FIG.5.8: Autômato modelador do consumo específico de combustível.

Os locais *HOVER*, *BEST_RANGE*, *MAX_SPEED* e *ENDURANCE* representam a aeronave realizando vôo pairado, deslocamento a frente com velocidade mais eficiente, com velocidade máxima e com velocidade mais econômica, respectivamente. Em cada um desses lugares a taxa de consumo de combustível é obtida da curva de consumo específico de combustível conforme foi ilustrado na FIG.4.5 (SEIBEL, 2000). O invariante de todos esses locais são iguais e correspondem à existência de combustível ($f \geq 0$). Quando o combustível acaba, a combinação dos invariantes desse locais, conjuntamente com a habilitação da transição ($f = 0$) força uma migração para o local de controle *NO_FUEL*. E caso ocorra o desligamento do motor (rótulo *eng_off*) ou ultrapassagem da margem de trajetória pela aeronave devido ao vento não compensado (rótulo *saiu*), ocorrerá transição para o local *ENGINE_OFF*, onde não há consumo de combustível.

Vale ressaltar que a evolução deste autômato é comandada pelo sincronismo efetuado pelo autômato modelador da dinâmica da aeronave ou pelas transições sobre testes da existência de combustível. O sincronismo gerado pelo autômato modelador da dinâmica diz respeito as etapas do plano de vôo a serem cumpridas. Em cada uma delas os pontos de passagem de origem e destino, bem como a velocidade do trecho estão fixados. Apesar do local de controle inicial não estar destacado no autômato híbrido dado pela FIG.5.8,

o mesmo é o local *HOVER*, dado que a primeira etapa a ser cumprida em toda missão será a decolagem.

Um autômato geral da missão é dado pela composição paralela entre o autômato da dinâmica da aeronave e o autômato modelador do consumo específico de combustível.

5.2 ELABORAÇÃO DE PLANOS DE VÔO

Esta seção tem por finalidade descrever o processo de construção do planejamento da missão. O processo adotado consiste em montar etapas, a partir do conhecimento dos seguintes parâmetros:

- Nome da missão;
- Altura do vôo a ser executado na missão;
- Quantidade inicial de combustível;
- Margem de trajetória (MT);
- Margem de chegada ao ponto (MP);
- Quantidade de pontos de passagem, incluindo ponto de decolagem e aterrissagem;
- Velocidade de cada trecho do vôo;
- Presença de vento, em caso positivo, suas velocidades mínima e máxima e sua direção;
- Localização do centro de comando;
- Localização dos pontos de passagem; e
- Tempo de observação, para os pontos de passagem que serão observados.

O parâmetro *nome da missão* tem a função específica de nomear arquivos e *scripts* que serão utilizados e/ou gerados por ocasião da verificação do planejamento da missão.

O parâmetro *localização do centro de comando* tem a função específica de servir de base de aferição com relação ao enlace de comunicação, conforme descrito na seção 4.4.2.2. São feitos testes sobre as distâncias entre os pontos de passagem e o centro de comando com o intuito de verificar se existe algum ponto fora do raio de alcance do enlace

de comunicação. Esta verificação é feita diretamente a partir da aquisição dos dados de localização dos pontos, não sendo feita mediante técnicas de verificação formal.

O parâmetro *quantidade inicial de combustível* tem a função específica de determinar a condição inicial do autômato modelador do consumo específico de combustível.

Os parâmetros de *margem de trajetória*, *margem de chegada ao ponto*, *localização dos pontos de passagem* serão combinados para construir os invariantes dos locais de controle que representem um deslocamento em certo trecho, esses locais serão sempre identificados como E_i . São também combinados para construir guardas de transições que indiquem a chegada a um ponto final de uma etapa de deslocamento. A *margem de trajetória* será a base de construção também para os guardas das transições para o local de controle *Vento_Forte*, conforme exemplo ilustrado na FIG.5.7.

O parâmetro *tempo de observação* servirá de base para a construção dos invariantes dos locais de controle que representem a contagem de tempo de observação. Estes locais sempre serão identificados por HOV_i , e também constroem guardas de transições que indiquem o término de tempo de observação.

Os parâmetros relacionados ao *vento não compensado* juntamente com o parâmetro *velocidade do trecho* serão combinados para gerar as atividades (dinâmica) dos locais de controle E_i .

Três etapas sempre estarão presentes em qualquer missão: Decolagem (*TAKEOFF*), Aterrissagem (*LANDING*) e Pousado (*LANDED*). Assim, este é o número mínimo de etapas que poderia existir num plano de vôo, que seria apenas a *decolagem*, até atingir uma altura determinada, e logo depois o processo de *aterriçagem* até atingir o solo (*pousado*).

O parâmetro *altura* servirá para a construção de invariantes e guardas de transições relacionados a decolagem e aterrissagem.

A partir do número de pontos de passagem, incluindo os pontos de lançamento (decolagem) e recolhimento (aterriçagem) pode-se determinar a quantidade de trechos a serem percorridos durante a missão. O número de trechos (N_t) a serem percorridos será sempre a quantidade de pontos de passagem (Num_{pts}) menos um ($N_t = Num_{pts} - 1$).

Sem ter preocupação com as atividades, invariantes ou guardas de transições, uma missão composta por quatro pontos de passagem, conforme ilustra a FIG.5.9, com nenhum ponto de observação, teria um autômato modelador da dinâmica conforme exibe a FIG.5.10.

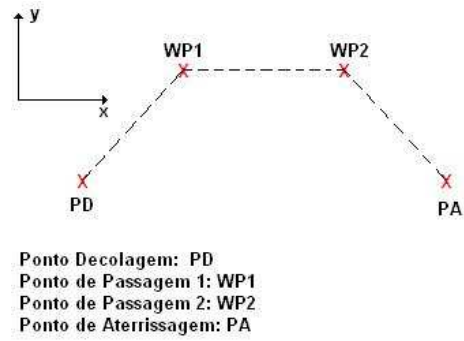


FIG.5.9: Esboço simples, ilustrando 4 pontos de passagem de uma missão.

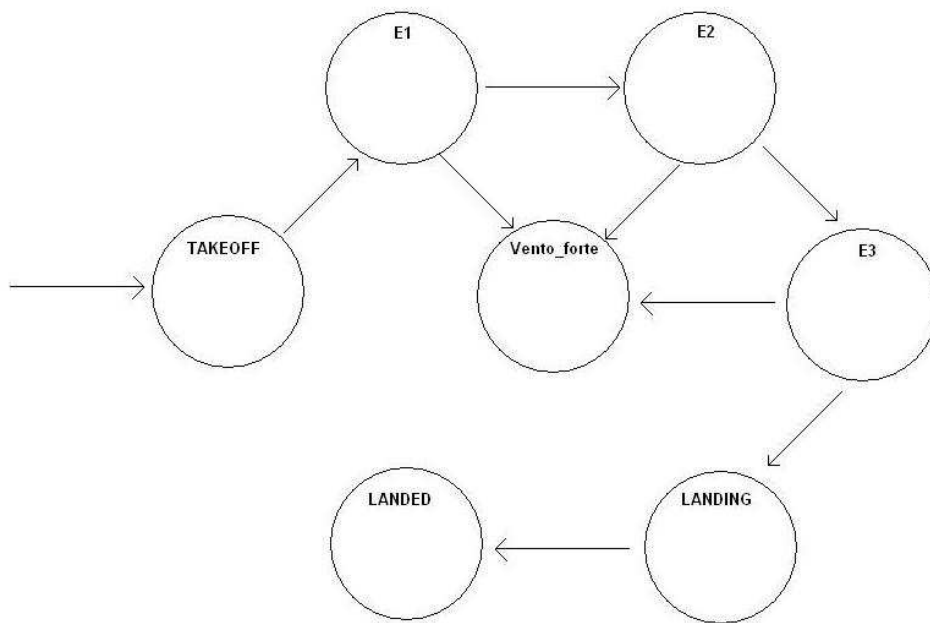


FIG.5.10: Forma de autômato modelador de dinâmica de missão para 4 pontos de passagem sem observação.

Os locais $E1$, $E2$ e $E3$, na FIG.5.10 são referentes aos deslocamentos nos trechos $PD \rightarrow WP1$, $WP1 \rightarrow WP2$, $WP2 \rightarrow PA$, em FIG.5.9, respectivamente.

Se fosse incluída uma observação no ponto $WP2$, ou seja, a aeronave deve permanecer por um período de tempo determinado nesse ponto para realizar observações no seu entorno, uma nova forma se construirá para modelar a nova dinâmica da missão, conforme ilustra FIG.5.11.

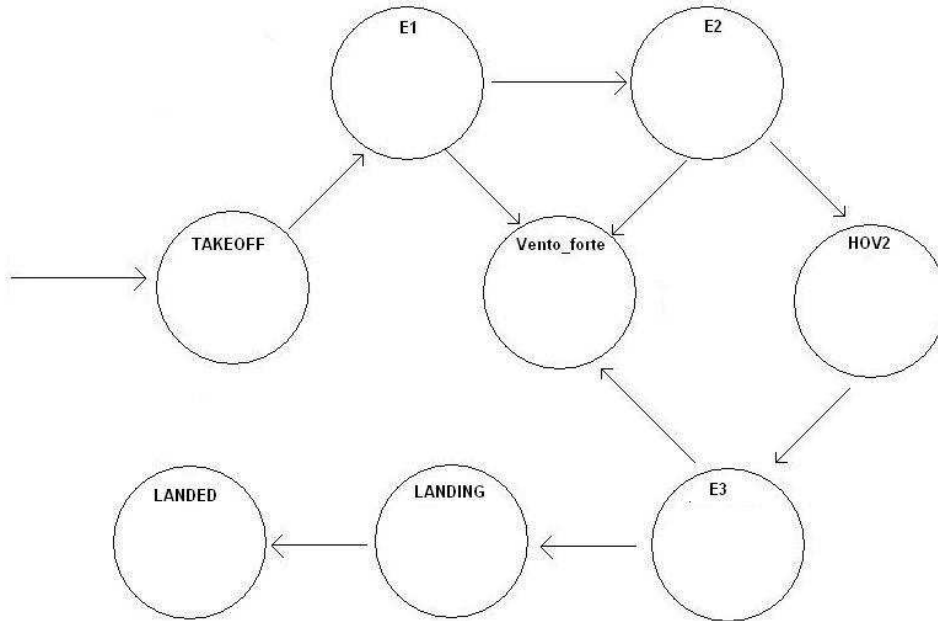


FIG.5.11: Forma de autômato modelador de dinâmica de missão para 4 pontos de passagem, com observação em WP2.

O local de controle *HOV2*, representa a observação sobre o ponto *WP2* por um tempo determinado. Caso o ponto *WP1* também fosse ponto de observação um novo local de controle *HOV1*, teria que ser modelado entre *E1* e *E2*. Esse mecanismo, conjuntamente com os cálculos de invariantes e guardas de transições (feito a partir das margens de trajetória, de chegada ao ponto e dos dados de localização dos pontos), conforme foi já ilustrado no exemplo da seção 5.1.1.1, proporciona um meio automático de modelar as missões, uma vez que o autômato modelador de combustível, é fixo dependendo da aeronave e da quantidade inicial de combustível empregado na missão.

5.3 RESUMO DO CAPÍTULO

Este capítulo foi dedicado à modelagem de missões de aeronaves não-tripuladas por meio de autômatos híbridos. Apresentou-se inicialmente o escopo do que se propõe a modelar (plano de vôo, rota), e posteriormente procurou-se descrever o modelo da missão como um conjunto de autômatos híbridos sincronizados. O autômato da dinâmica da aeronave foi descrito, assim como os detalhes envolvendo a construção de invariantes e guardas de transição (por meio do uso das margens de trajetória, margem de chegada ao ponto e dados sobre a localização dos pontos). Foi visto que o modelo adotado permite uma análise mais crítica sobre a influência da dinâmica de vento não compensado.

O autômato modelador do consumo específico de combustível também foi estudado, bem como seu sincronismo e sua relação com o autômato da dinâmica da aeronave.

Foram apresentados um conjunto de parâmetros, a partir dos quais foi possível conceber um mecanismo de geração automática de autômato modelador de missão, tendo como possibilidade não só os deslocamentos por pontos de passagem, como também a observação destes pontos. Essa geração automática de autômatos modeladores de missões motivou a implementação computacional de um sistema auxiliar para planejamento de missões de VANTs que será objeto de estudo do capítulo 6.

6 IMPLEMENTAÇÃO COMPUTACIONAL

Neste capítulo será apresentada a ferramenta computacional desenvolvida, que possibilita realizar verificações sobre atributos essenciais para a tomada de decisão com respeito a exequibilidade de uma missão para um VANT. Serão estudados, com detalhes, a forma como se deu o desenvolvimento deste sistema, bem como, são realizadas as verificações e o tratamento de resultados para posterior visualização gráfica.

6.1 ARQUITETURA DO SISTEMA DESENVOLVIDO

A ferramenta foi desenvolvida a partir da integração entre o MATLAB e o PHAVer. O MATLAB serve de plataforma para todo o sistema e foi escolhido devido a possibilidade de agregar um poderoso recurso de manipulação numérica, facilidade em visualização gráfica e também por permitir uma interface visual, o que facilita uma melhor interação entre o usuário e a ferramenta propriamente dita.

O PHAVer funciona como servidor de tarefas e, quando solicitado, executa um *script* em linguagem específica, que contém os autômatos modeladores da dinâmica, do consumo específico de combustível, e demais instruções sobre as verificações a serem efetuadas, gerados pela interface implementada no MATLAB.

A FIG.6.1 ilustra a arquitetura geral do sistema desenvolvido. Sucintamente o funcionamento consiste no seguinte:

- a) Entrada dos parâmetros do VANT (velocidades operativas e taxas de consumo específico de combustível);
- b) Entrada dos parâmetros da Missão (nome da missão, altura, dados de localização dos pontos de passagens, velocidades dos trechos etc.);
- c) A partir dos parâmetros fornecidos, elaboração de um *script* contendo a construção dos autômatos híbridos e instruções sobre as verificações a serem efetuadas;
- d) Execução, pelo PHAVer, do *script* construído e geração de arquivos de dados de saída; e
- e) Tratamento dos arquivos de saída e elaboração de alarmes, gráficos das regiões de interesse etc.

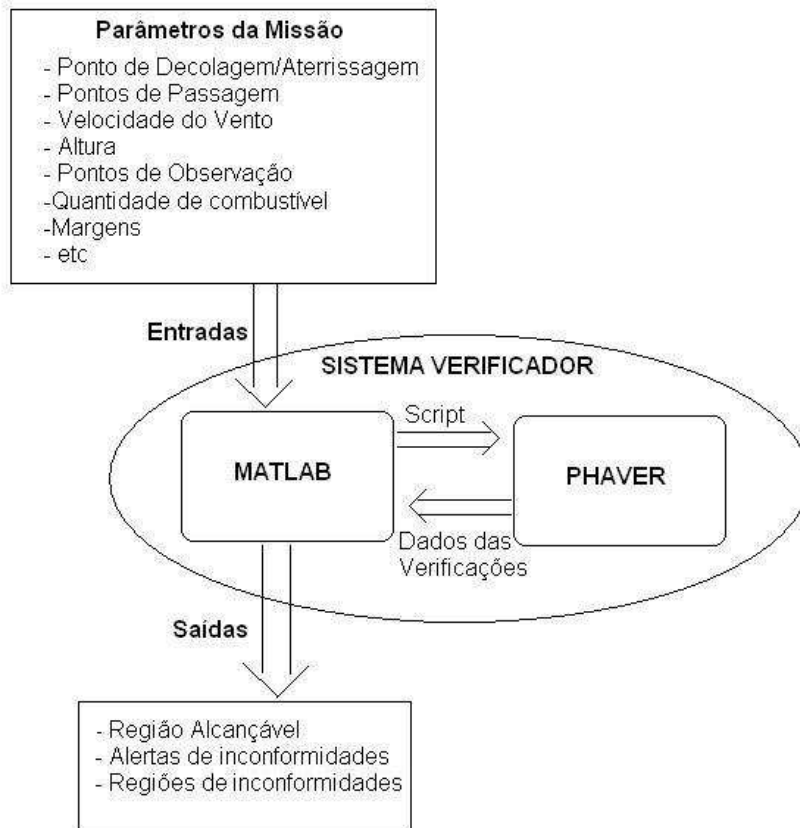


FIG.6.1: Arquitetura do sistema desenvolvido.

Para melhor entendimento do sistema, o bloco *MATLAB* será desdobrado em outros quatro módulos, conforme ilustra a FIG.6.2.

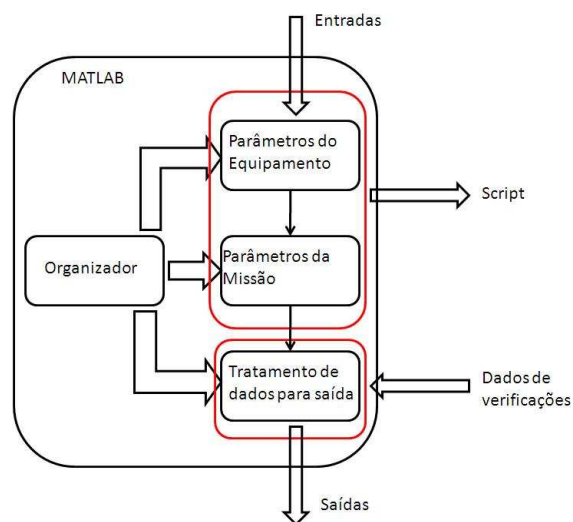


FIG.6.2: Desdobramento funcional do bloco *MATLAB*.

Na FIG.6.2, fica ilustrado que os blocos *PARÂMETROS DO EQUIPAMENTO* e

PARÂMETROS DA MISSÃO recebem as entradas desse sistema, e montam um arquivo texto (extensão .PHA) que é um *script* com linguagem específica que contém os autômatos híbridos e demais instruções sobre as verificações a serem feitas. O bloco *TRATAMENTO DE DADOS PARA SAÍDA* abre os arquivos provenientes da verificação do PHAVer, faz o tratamento necessário e entrega a saída desse sistema que consiste em alarmes e gráficos sobre as verificações realizadas. O bloco *ORGANIZADOR* apenas separa os principais módulos funcionais do sistema. A seguir será realizado o detalhamento de cada bloco funcional na ferramenta implementada.

6.2 BLOCO ORGANIZADOR

O bloco organizador disponibiliza o sequenciamento da operação de verificação do planejamento de missões de VANTs, conforme ilustra a FIG.6.3. O sequenciamento consiste em configurar o VANT, em seguida a configuração da missão e por fim o módulo de verificação que constrói alarmes e resultados.

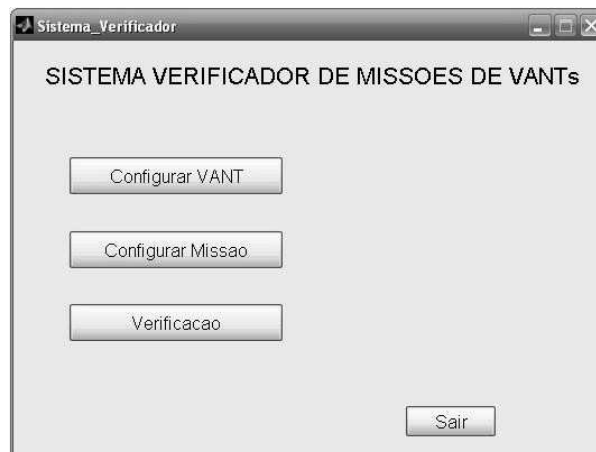


FIG.6.3: Bloco organizador.

6.3 MÓDULO DE CONFIGURAÇÃO DO VANT

O módulo de configuração do VANT permite que o usuário entre com os dados numéricos referentes às velocidades operativas (BEST_RANGE, MAX_SPEED, ENDURANCE e HOVER) e suas respectivas taxas de consumo de combustível. Existem alguns equipamentos já pré-configurados, mas qualquer outra configuração poderá ser feita pelo usuário. A FIG.6.4 ilustra o módulo de configuração do VANT.

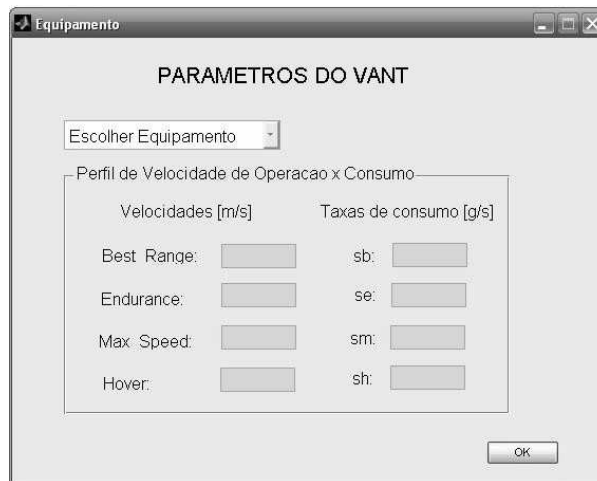


FIG.6.4: Bloco de configuração do VANT.

O modelo apresentado no capítulo 5 contempla este conjunto com quatro velocidades operativas que é implementado na interface dada pela FIG.6.4. Mas vale destacar que a inclusão de outras faixas de velocidades operativas, com suas respectivas taxas de consumo específico de combustível poderá ser realizada, desde que também sejam incluídos seus respectivos locais de controle no autômato híbrido que modela o consumo de combustível.

6.4 BLOCO FUNCIONAL DE PARÂMETROS DA MISSÃO

A interface gráfica do bloco de parâmetros da missão consiste em uma tela, na qual o usuário irá inserir os principais parâmetros da missão a ser verificada. A FIG.6.5 ilustra a interface gráfica desenvolvida.

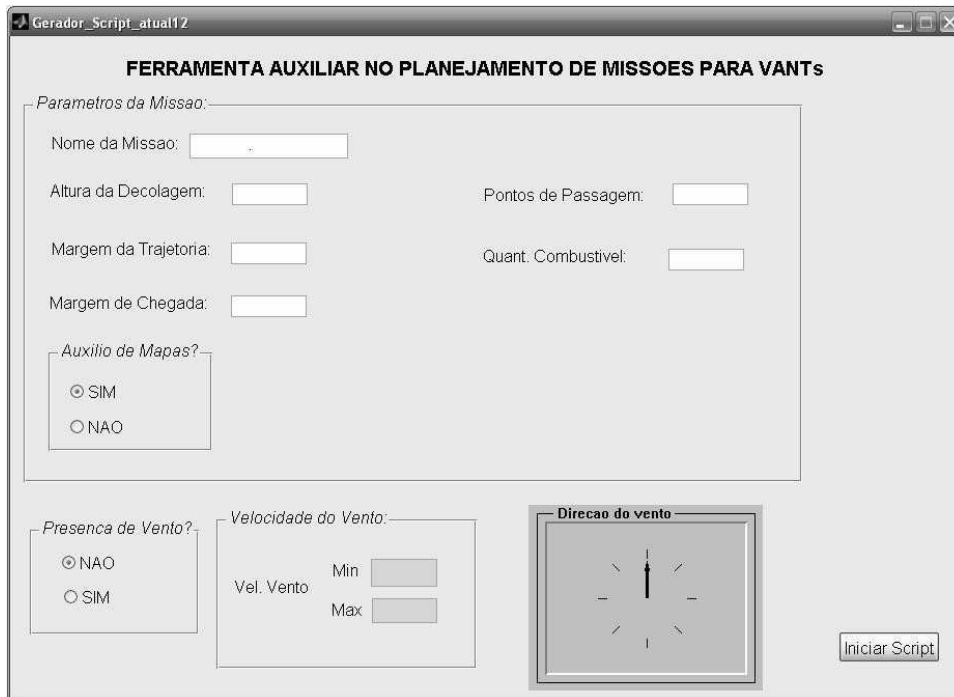


FIG.6.5: Interface gráfica dos parâmetros da missão.

Observa-se que a interface gráfica da FIG.6.5 é composta por, basicamente, duas partes:

- Parâmetros da Missão;
- Atributos relacionado ao vento não compensado;

6.4.1 MÓDULO DE PARÂMETROS DA MISSÃO

No módulo de parâmetros da missão, o usuário deverá entrar com os dados referentes aos principais parâmetros referentes a missão que será executada. Há nesse ponto uma possibilidade de uso de cartas, ou imagens aéreas, para auxílio da localização dos pontos de decolagem, aterrissagem e centro de comando. Caso o usuário opte por não usar auxílio de mapas, ou seja, que a localização daqueles parâmetros seja feita de modo manual, então esses parâmetros ficarão dispostos para que possam ser entrados, conforme ilustra a FIG.6.6.

Parametros da Missao:

Nome da Missao:

Altura da Decolagem: Pontos de Passagem:

Margem da Trajetoria: Quant. Combustivel:

Margem de Chegada:

Auxilio de Mapas?

SIM

NAO

Ponto de Decolagem [x y]: X: Y:

Ponto de Aterrissagem [x y]: X: Y:

Centro de Comando X: Y:

FIG.6.6: Parâmetros adicionais para opção sem auxílio de mapas.

Uma vez preenchidos todos os parâmetros e o usuário optado por não ser auxiliado por mapas, após pressionar o botão *Iniciar Script* uma caixa de diálogo, com parâmetros sobre cada ponto de passagem é ativada para que o usuário possa dar a entrada da localização do ponto e seu tempo de observação ou, caso não seja ponto de observação, este parâmetro deve continuar em branco, conforme ilustra a FIG.6.7.

Dados do Pt de Passagem1

Coordenada X:

Coordenada Y:

Tempo de Observação (Ou Branco):

OK Cancel

FIG.6.7: Caixa de diálogo contendo parâmetros de um ponto de passagem.

Ao final do preenchimento da caixa de diálogo correspondente ao último ponto de passagem, um esboço da missão é gerado automaticamente e uma caixa de diálogo listando as velocidades a serem utilizadas para cada trecho da missão é exibida, para que o usuário possa finalizar todos os parâmetros que determinarão a missão a ser efetuada. Essa etapa está ilustrada na FIG.6.8.

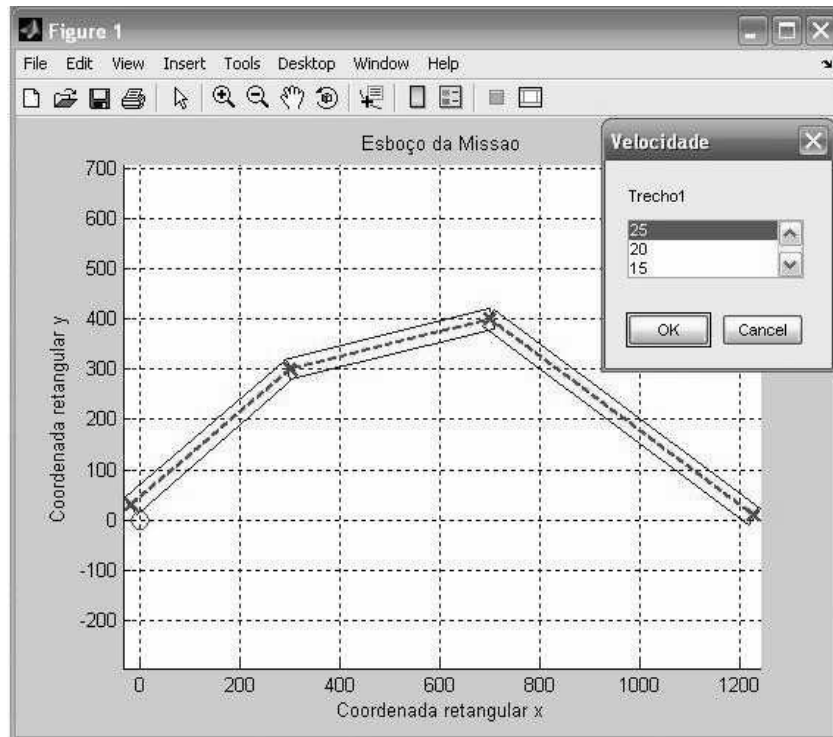


FIG.6.8: Esboço de uma missão e caixa de diálogo listando a velocidade desejada para cada trecho.

Ainda com respeito à FIG.6.8, o círculo representa a localização do centro de comando. Os pontos de passagem, o ponto de aterrissagem e o ponto de decolagem são representados por um \times . Para melhor compreensão, os dados referentes a construção da FIG.6.8 encontram-se nas TAB.6.1 e TAB.6.2.

TAB.6.1: Dados dos pontos do esboço da FIG.6.8.

Ponto	Coordenada x (m)	Coordenada y (m)
Centro de Comando	0	0
Ponto de Decolagem	-15	30
Ponto de Aterrissagem	1225	10
Ponto de Passagem 1	300	300
Ponto de Passagem 2	700	400

TAB.6.2: Dados das margens do esboço da FIG.6.8.

Margem	Dimensão (m)
Margem de Trajetória	20
Margem de Chegada ao Ponto	5

No caso de auxílio de mapas, a ferramenta permite abertura de imagens aéreas geográficas. As imagens devem ter resolução de 800×600 pixels e escalas para que se possa realizar, de forma precisa, uma transformação sobre a telemetria entre as dimensões do mapa e as dimensões reais. A verificação é sempre feita na dimensão real e, posteriormente, uma transformação inversa sobre os dados de saída é realizada para visualização gráfica. Essa preocupação para utilizar imagens aéreas ou cartas visa obter maior operacionalidade no uso da ferramenta. Imagens aéreas com escala precisa e resolução 800×600 podem ser facilmente obtidas pelo sistema gratuito GOOGLE EARTH (GOOGLE, 2006). Outras cartas geográficas de interesse militar podem ser obtidas com o Exército Brasileiro, por meio de sua Diretoria de Serviço Geográfico (DSG), que possui um levantamento geográfico digital de quase todo território nacional, o Banco de Dados Geográficos do Exército (BDGEx).

A FIG.6.9 ilustra o esboço de uma missão, realizada com auxílio de mapas (imagem aérea) da região entre os Fortes de Copacabana e Forte do Leme, com centro de comando (círculo), no Instituto Militar de Engenharia, situado na Praia Vermelha, na cidade do Rio de Janeiro. Um exemplo semelhante a esta missão será melhor explorado no capítulo 7.

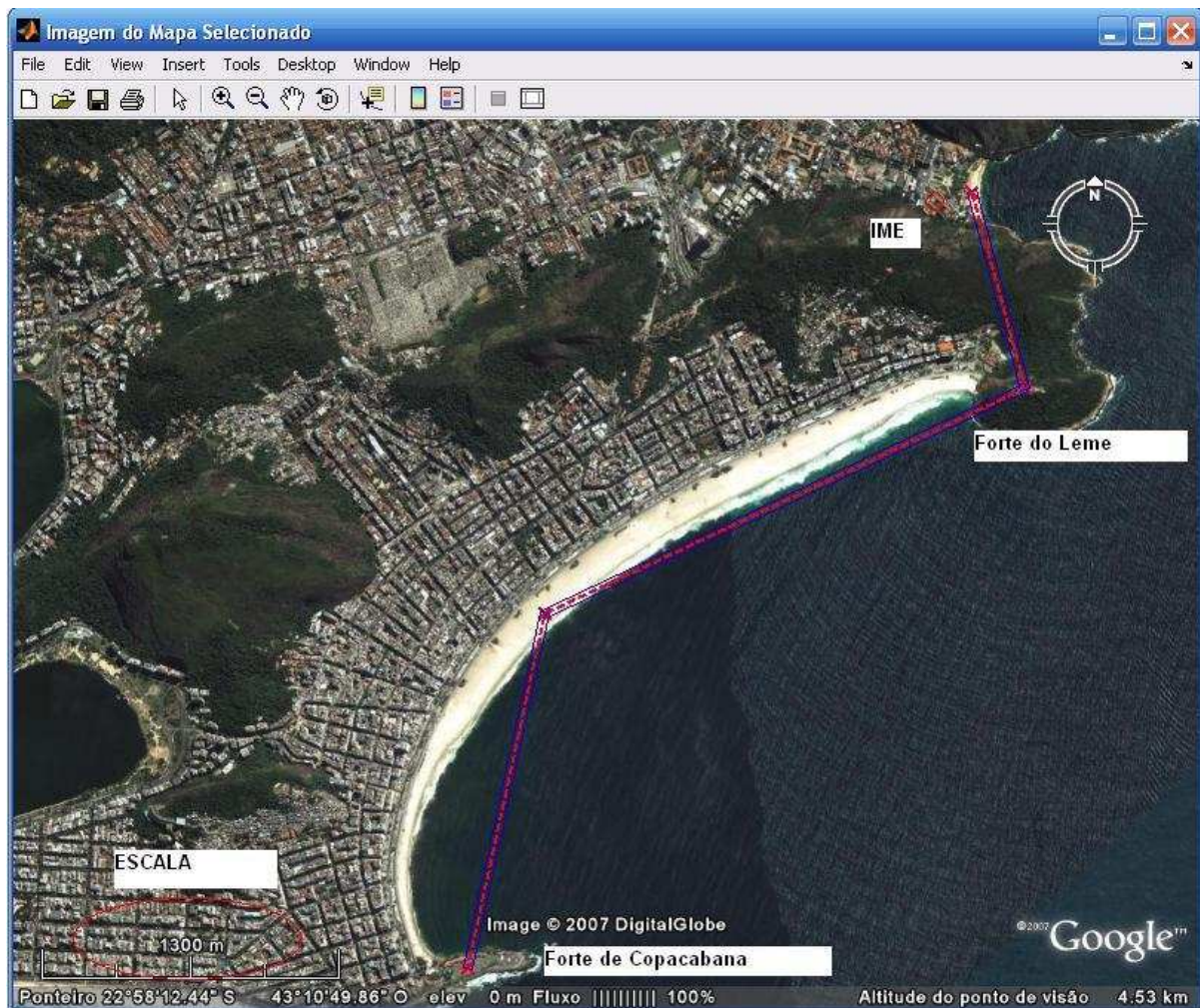


FIG.6.9: Esboço de missão com uso de imagem aérea.

6.4.2 ATRIBUTOS RELACIONADOS AO VENTO

Neste módulo estão contidos os parâmetros relacionados ao *vento não compensado*, conforme já discutido na seção 4.4.3.

Existe uma opção para que o usuário defina se o vento não compensado atuará ou não na missão em estudo. Em caso positivo, automaticamente ficam habilitadas as caixas de diálogo para valores mínimo e máximo da velocidade (intensidade) do vento não compensado, dadas em m/s, assim como, a direção do vento também é habilitada. A direção do vento pode ser apontada pelo usuário, através de uma rosa dos ventos, com seus pontos N, S, L, O, NE, SE, NO e SO referenciados para auxílio. A FIG.6.10 ilustra um exemplo de entrada de parâmetros relacionado ao vento não compensado.

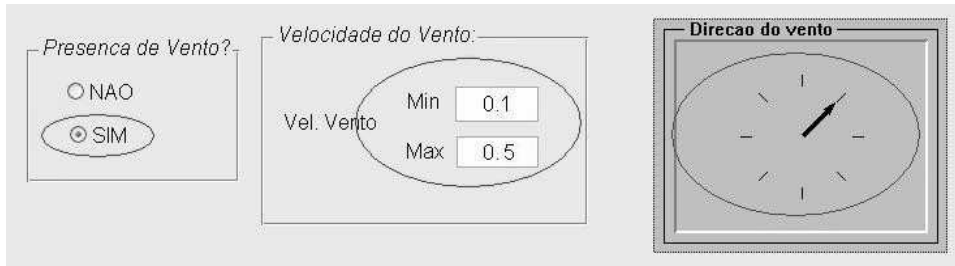


FIG.6.10: Entrada de atributos para vento não compensado.

6.5 MÓDULO DE VERIFICAÇÕES

O módulo de verificações, destacado na FIG.6.11, consiste num quadro, que realiza as verificações dos seguintes itens:



FIG.6.11: Módulo verificador.

- Falta de Combustível;
- Vento em Excesso;
- Enlace de Comunicação;
- Região Alcançável; e
- Combustível Mínimo.

As três primeiras verificações, possuem alarmes que ao final do processo de verificação indicarão a cor *verde* (sem inconformidades) ou a cor *vermelha* (com inconformidades). Neste último caso, o alarme se tornará um botão para exibir no esboço da missão, os

locais onde ocorreram as inconformidades. No caso da verificação da *região alcançável*, um botão de nome *plot*, será habilitado e possibilitará, ao final do processo de verificação, a exibição de toda a região, no teatro de operações, que é possível o VANT percorrer na dada missão. E por fim, a verificação de *combustível mínimo*, ao final do processo de verificação, fornece um valor ótimo (a menor quantidade de combustível) para a execução da missão.

Do ponto de vista teórico, as verificações de *Falta de Combustível* consistem em buscar quaisquer estados do sistema que ocorra $f = 0 \wedge z < 0$, sendo f a variável que representa o combustível e z a variável que representa a altura. Assim, $f = 0 \wedge z < 0$, representa a aeronave sem combustível e no ar. Dessa forma, se houver interseção desta região com a região total alcançável pela aeronave, implicará inconformidade e, portanto, será fornecido um alerta vermelho indicando a possibilidade de falta de combustível na execução da missão .

De forma análoga ocorre a verificação de vento em excesso. Neste caso, a região em destaque é aquela na qual a aeronave atinge o local de controle *Vento_Forte*, já mencionado no capítulo 5. Qualquer interseção da região total alcançável pela aeronave com essa região de inconformidade (local de controle vento forte), implica um alerta vermelho indicando a possibilidade de perda da trajetória do VANT devido ao vento em excesso.

A verificação do enlace de comunicação é a única verificação da lista executada pelo próprio MATLAB. Isso foi motivado pelo fato da existência de não linearidade da região de alcance do enlace, vide seção 4.4.2.2, e da possibilidade do próprio MATLAB verificar se algum dos pontos críticos (decolagem, aterrissagem e pontos de passagem), está fora do raio máximo do alcance do centro de comando. Em caso de inconformidade, um alerta vermelho é exibido e os pontos críticos fora do raio de alcance são exibidos graficamente.

A verificação da região alcançável consiste na própria análise de alcançabilidade do PHAVER, cujo algoritmo foi objeto de estudo na seção 3.3.2.

A verificação de combustível mínimo consiste numa análise de alcançabilidade reversa conforme seção 3.1. A condição é que se termine a missão com aeronave pousada e o combustível igual a zero ($f = 0 \wedge z = 0$). Calcula-se a interseção da região inicial com toda região reversamente alcançável da região ($f = 0 \wedge z = 0$), isto é, toda a região que alcança as condições da aeronave pousada com combustível igual a zero. Um valor crítico é então estabelecido. Portanto, para o cumprimento da missão, deve-se no mínimo abastecer a aeronave com a quantidade de combustível estabelecida nesse procedimento.

6.6 PROCESSO GERADOR DE *SCRIPT*

Como já descrito, ao final dos blocos *Parâmetros do Equipamento* e *Parâmetros da Missão*, um arquivo de texto é gerado. Este arquivo contém as construções dos autômatos da dinâmica e do consumo específico de combustível e também possui as instruções a respeito das verificações. Detalhes sobre a linguagem do PHAVer podem ser consultados em (FREHSE, 2006). No apêndice deste trabalho está presente um *script* completo e comentado que foi gerado no planejamento da missão dada pelo ensaio 2, que está descrita no capítulo 7, onde estão apresentados alguns estudos de casos sobre missões de VANTs.

6.7 TRATAMENTO DOS DADOS DE SAÍDA

Esse bloco funcional está associado ao módulo verificador já apresentado e tem por função abrir os arquivos de dados, que são produzidos pelo PHAVer, e fazer o tratamento adequado para posterior visualização gráfica junto ao módulo verificador.

Assim, por exemplo, caso uma missão tenha qualquer alarme, ou caso se deseje ilustrar toda região alcançável pelo VANT no universo de operações da missão, esse bloco funcional irá sobrepor as regiões de inconformidade sobre o esboço da missão para que uma análise crítica possa ser feita pelo operador o que facilita a tomada de decisão de se abortar ou não a missão.

Os dados fornecidos pelo PHAVer consistem em uniões de regiões poliédricas dadas por seus vértices. Essa etapa será responsável por fazer a junção das regiões de forma a se obter toda a região desejada. Pelo fato do problema envolver cinco variáveis, x, y, z, t, f , os vértices que descrevem a região desejada não estão ordenados, ou seja, não necessariamente os vértices consecutivos no arquivo de saída são vértices vizinhos na região poliédrica. Esse bloco realiza também esse ordenamento para que a região correta possa ser descrita.

Outra função importante deste bloco funcional consiste em realizar a transformação inversa sobre os dados de saída para os casos de missões auxiliadas por mapas ou imagens aéreas. Essa transformação inversa faz o ajuste da telemetria conforme a escala dada pelo mapa, pois todo o processo de verificação exige tratamento em dimensões reais e, portanto, os dados de saída devem voltar para a escala original.

Apenas para ilustrar como se realiza a visualização gráfica dos resultados da ferramenta, a FIG.6.12 exibe a região alcançável de uma determinada missão, detalhando a

Região de saída de Trajetória (a) e a Região de Falta de Combustível (b).

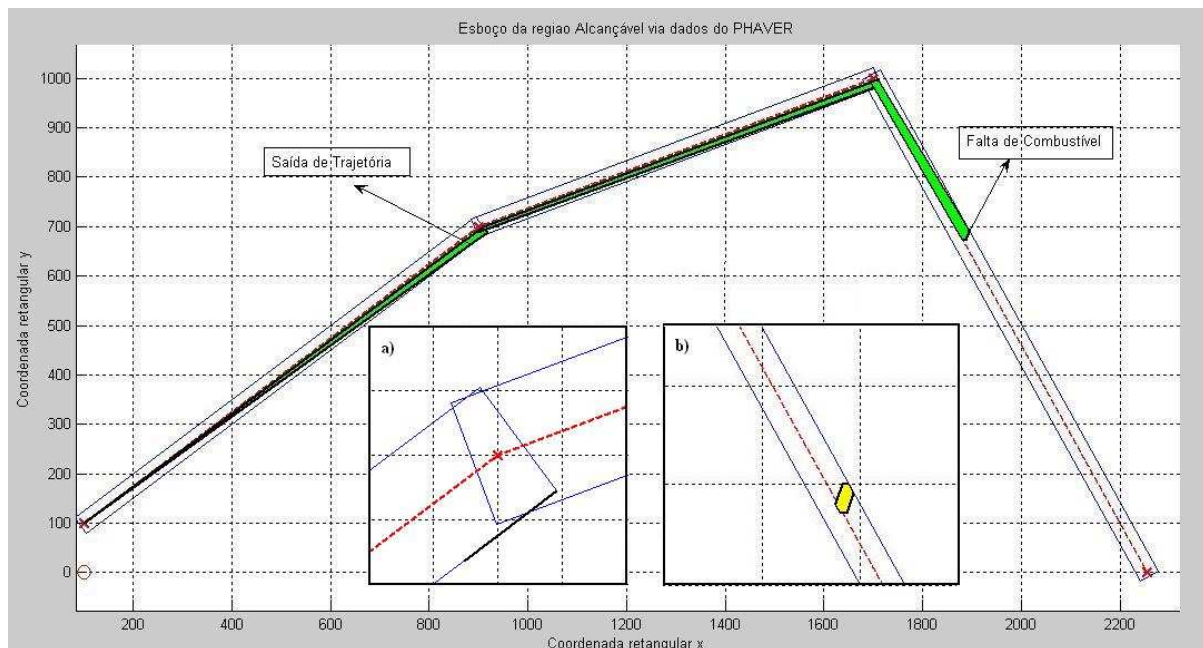


FIG.6.12: Exemplo de regiões após o tratamento de saída.

6.8 RESUMO DO CAPÍTULO

Este capítulo apresentou os principais detalhes sobre a implementação computacional do Sistema de Auxílio ao Planejamento de Missões de VANTS.

Foi exibida a arquitetura pela qual se desenvolveu esse projeto, bem como seus blocos funcionais. Foram detalhados os módulos de cada bloco funcional e de modo ilustrado, buscou-se passar por toda a operacionalidade do sistema.

Foi destaque também neste capítulo, a metodologia adotada nos procedimentos de verificações que retomam detalhes teóricos já apresentados no capítulo 3.

Apresentou-se ainda, de forma sucinta, o tratamento feito com dados de saída que possibilitam uma análise crítica para tomada de decisão por parte da equipe de planejamento de missões, sendo exemplificado por meio de gráficos os resultados provenientes de verificações de uma dada missão.

No capítulo 7 serão desenvolvidos cenários específicos sobre missões de VANTS, que servirão de base para construção de resultados e posterior análise.

7 ESTUDOS DE CASOS

Este capítulo tem a finalidade de exibir as funcionalidades do sistema desenvolvido, por meio de apresentação de estudos de casos práticos referentes à elaboração de planejamentos de missões.

7.1 ENSAIO 1

Este primeiro ensaio foi adaptado de SEIBEL (2000), com a principal finalidade de se comparar o resultado aqui obtido com o encontrado em sua tese de doutorado. A adaptação consiste em se assinalar as margens de trajetória e a margem de chegada ao ponto, conceito que foi estendido no desenvolvimento deste trabalho, e também porque nos processos de decolagem e aterrissagem desenvolvido na geração automática dos autômatos que modelam a missão é atribuída a velocidade de $5m/s$ para ambos os processos. No ensaio original, foi proposto decolagem com $5m/s$ e aterrissagem com $6m/s$, mas com a mesma taxa de consumo específico. Desta forma, no processo de aterrissagem com velocidade menor ($5m/s$ ao invés de $6m/s$) e conseqüente aumento do tempo da missão, espera-se uma demanda de combustível ligeiramente maior.

A missão propriamente dita, consiste em um plano de vôo compreendido por cinco etapas:

- a) Decolagem e ascensão a uma velocidade de $5m/s$ até uma altitude de $300m$;
- b) Vôo à velocidade mais econômica $V_e = 15m/s$ para leste até o ponto $WP_1 = (7500, 0, -300)$;
- c) Vôo pairado por um período de $1500s$ no ponto $WP_1 = (7500, 0, -300)$;
- d) Retorno ao ponto de decolagem à velocidade máxima $V_m = 25m/s$; e
- e) Descida ao ponto inicial e pouso.

O vôo é efetuado em presença de um vento leste não compensado com intensidade variável entre 0 e $5m/s$. Os consumos específicos de combustível para vôo pairado, velocidade mais econômica e velocidade máxima são, respectivamente $s_h = 4$, $s_e = 2$ e $s_m = 3$ todas em gramas/segundo.

O centro de comando é próximo do ponto de decolagem/aterrissagem e localiza-se em $(-10, -10, 0)$. As margens de trajetória e de chegada ao ponto são, respectivamente $MT = 20m$ e $MP = 5m$.

Deseja-se saber qual a quantidade mínima de combustível necessária para a execução desse plano de vôo. Para efeito de verificação a quantidade inicial de combustível no valor de $8000g$ é estabelecida.

A TAB.7.1 resume a localização no referencial plano-tangente dos pontos críticos da missão em questão.

TAB.7.1: Dados da localização de pontos do ensaio 1.

Ponto	Coordenada x (m)	Coordenada y (m)
Centro de Comando	-10	-10
Ponto de Decolagem	0	0
Ponto de Aterrissagem	0	0
Ponto de Passagem 1	7500	0

A TAB.7.2 resume as velocidades dos dois trechos, ida e volta para WP_1 .

TAB.7.2: Dados das velocidades dos trechos do plano de vôo do ensaio 1.

Trecho	Velocidade [m/s]
1	15
2	25

A FIG.7.1 ilustra um *zoom* do esboço da missão destacando o centro de comando e o ponto de decolagem/aterrissagem, e um outro *zoom* destacando o ponto WP_1 .

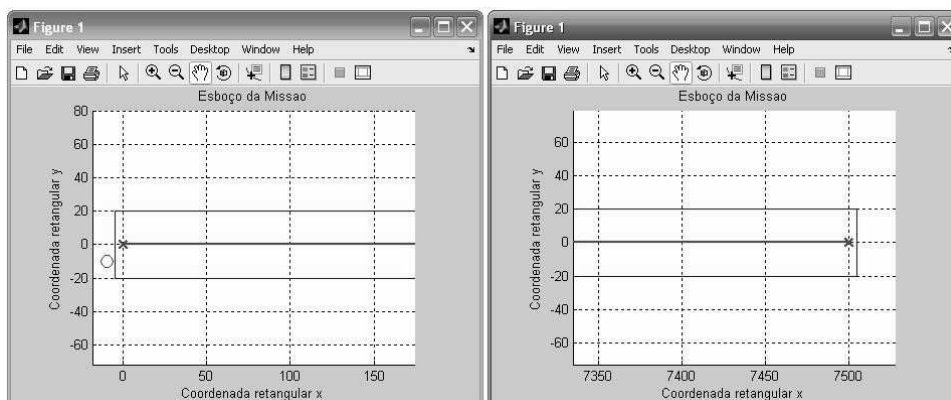


FIG.7.1: Esboço do ensaio 1, destacando-se os seus pontos relevantes.

A FIG.7.2 exibe os parâmetros da missão, assim como os dados do vento previsto para a execução da missão.

FERRAMENTA AUXILIAR NO PLANEJAMENTO DE MISSOES PARA VANTS

Parametros da Missao:

Nome da Missao:

Altura da Decolagem: Pontos de Passagem:

Margem da Trajetoria: Quant. Combustivel:

Margem de Chegada:

Auxilio de Mapas?

SIM

NAO

Ponto de Decolagem [x y]: X: Y:

Ponto de Aterrissagem [x y]: X: Y:

Centro de Comando [x y]: X: Y:

Presenca de Vento?

NAO

SIM

Velocidade do Vento:

Vel. Vento Min: Max:

Direcao do vento

Iniciar Script

FIG.7.2: Parâmetros da missão do Ensaio 1.

Após a verificação da missão, percebeu-se que são necessários 8607, 1g de combustível para a execução dessa missão. Assim, os 8000g inicialmente previstos não são suficientes, ocasionando um alarme na verificação de falta de combustível.

No ensaio original realizado em (SEIBEL, 2000), encontrou-se o valor de 8565g para o combustível mínimo. Novamente, vale esclarecer que a diferença encontrada foi em função de utilizar uma velocidade de aterrissagem (5m/s) menor que a velocidade estabelecida para a aterrissagem no ensaio original (6m/s), levando a uma demanda um pouco maior, devido ao aumento do tempo de voo pairado nessa etapa da aterrissagem. Portanto, o processo de determinação do combustível mínimo por alcançabilidade reversa, utilizando o PHAVer, mostrou-se satisfatório nessa comparação de resultados.

7.2 ENSAIO 2

Este ensaio tem a finalidade de apresentar as funcionalidades, de forma geral, da ferramenta desenvolvida. Consiste na seguinte missão:

- Centro de Comando será a origem do Sistema de Coordenadas planas $(0, 0)$;
- Decolar do ponto $(-25, -20)$ até atingir uma altura de $250m$;
- Seguir até o ponto $WP_1 = (750, 300)$ em velocidade mais econômica (V_e);
- Observar o ponto WP_1 por $2min$;
- Seguir até o ponto $WP_2 = (1575, 400)$ com velocidade mais eficiente (V_r);
- Observar o ponto WP_2 por $3min$; e
- Seguir até o local de pouso $(2125, 50)$, com velocidade máxima (V_m).

A TAB.7.3 resume a localização dos pontos críticos para o ensaio em questão, bem como os respectivos tempos de observação quando for o caso.

TAB.7.3: Dados da localização de pontos do ensaio 2.

Ponto	Coordenada x (m)	Coordenada y (m)	Tempo de Observação (s)
Centro de Comando	0	0	-
Ponto de Decolagem (PD)	-25	-20	-
Ponto de Aterrissagem (PA)	2125	50	-
Ponto de Passagem 1 (WP_1)	750	300	120
Ponto de Passagem 2 (WP_2)	1575	400	180

A TAB.7.4 resume os valores das velocidades dos trechos para o ensaio 2.

TAB.7.4: Dados das velocidades dos trechos da missão do ensaio 2.

Trecho	Velocidade [m/s]
1 ($PD \rightarrow WP_1$)	15
2 ($WP_1 \rightarrow WP_2$)	20
3 ($WP_2 \rightarrow PA$)	25

O serviço de informações meteorológicas levantou seu boletim e a equipe técnica analisando-o, considerou que um vento não compensado variando entre $(0, 1m/s$ e

0,3m/s) na direção sudoeste estará presente na missão. Foram levantadas ainda as taxas de consumo de combustível referentes às velocidades *hover*, mais econômica (V_e), máxima (V_m) e mais eficiente (V_r) como sendo, respectivamente, $s_h = 4$, $s_e = 1.5$, $s_m = 4$ e $s_r = 2$ em unidades de grama/segundo, e considerou-se as margens $MT = 20m$ e $MP = 5m$ condizentes para a execução da missão. A quantidade inicial de combustível foi estipulada em 2000g.

A FIG.7.3 ilustra a região alcançável pelo VANT destacando-se todos os pontos de passagem da missão.

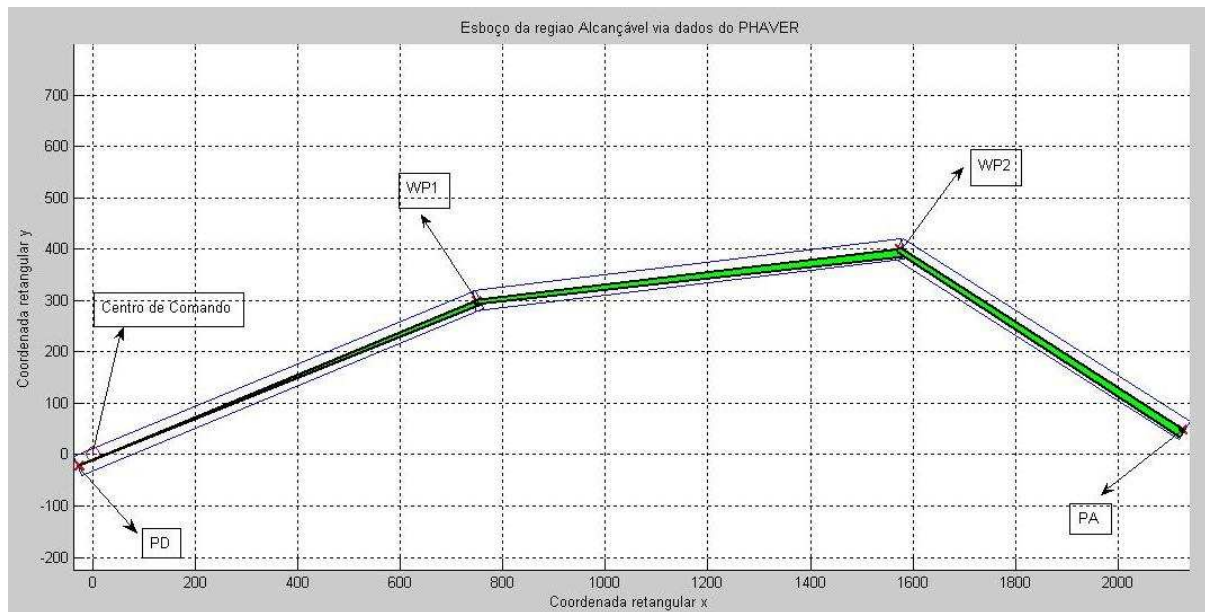


FIG.7.3: Região alcançável da missão dada no ensaio 2.

Percebe-se que o VANT percorre todas as etapas previstas no esboço sem ultrapassar as margens estabelecidas e com combustível suficiente. Após análise do módulo verificador, nota-se que não há inconformidades nas verificações e, portanto, a missão é exeqüível. A quantidade mínima de combustível obtida para a execução da missão foi de 1847,04g e, portanto, a quantidade inicial prevista de 2000g é suficiente.

7.3 ENSAIO 3

Este ensaio possui a finalidade de apresentar a operacionalidade em usar o Sistema de Auxílio ao Planejamento de Missões de VANTs, auxiliado por imagens aéreas, como fonte de localização de pontos para a missão.

A missão do ensaio 3 consiste em apoiar o tradicional evento conhecido como Travessia dos Fortes. Esse evento faz parte do calendário da Federação de Desportos Aquáticos e, anualmente, dezenas de competidores realizam esta tradicional maratona aquática. A largada se dá nas proximidades do Forte de Copacabana e a chegada nas proximidades do Forte do Leme, na cidade do Rio de Janeiro. A missão consiste em se percorrer todo o percurso a partir do Forte de Copacabana até o Forte do Leme e realizar a observação do posicionamento de toda a infra-estrutura planejada para o evento.

Para essa missão, o Instituto Militar de Engenharia será o centro de comando, e realizará toda a comunicação com o VANT. A praia Vermelha será o ponto de aterrissagem e o Forte de Copacabana o ponto de decolagem. Dois pontos intermediários serão observados: ponto próximo ao Forte do Leme (Chegada da Travessia dos Fortes) e ponto próximo ao Forte de Copacabana (Largada da Travessia), sendo ambos observados em vôo pairado por 4 minutos.

A equipe técnica através das informações meteorológicas assinala um vento não compensado de direção nordeste e intensidade variando entre $0,1m/s$ e $0,3m/s$. Todos os trechos devem ser percorridos em velocidade mais eficiente, com taxa de consumo específico de combustível dada por $s_r = 2g/s$.

O vôo deverá ser efetuado a altura de $300m$. As margens de trajetória e de chegada ao ponto são estipuladas como sendo, respectivamente, $MT = 20m$ e $MP = 5m$. A quantidade de combustível inicial prevista para a missão é de $2500g$.

A FIG.7.4 ilustra a região alcançável pelo VANT em seu teatro de operações. Nela percebe-se que o VANT não consegue concluir todas as etapas previstas para a missão.



FIG.7.4: Região alcançável pelo VANT na missão dada pelo ensaio 3.

A região de possível falta de combustível é ilustrada na FIG.7.5.

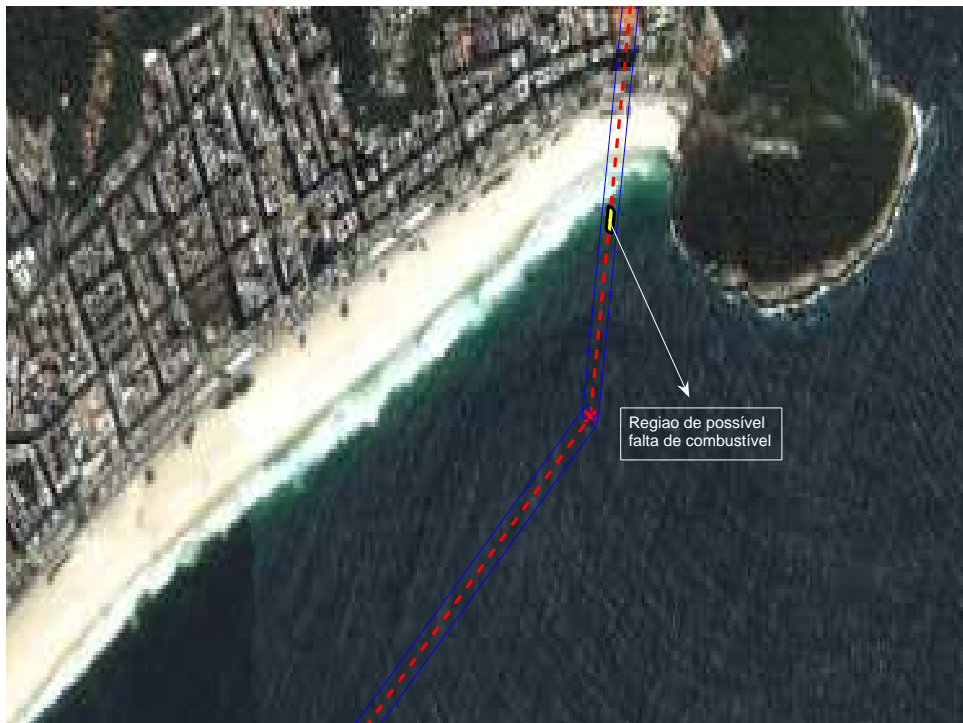


FIG.7.5: Região de falta de combustível na missão dada pelo ensaio 3.

Após a verificação dessa missão, obteve-se que para seu cumprimento são necessários 2834,34g de combustível sendo assim os 2500g de combustível inicial não são suficientes.

Um outro cenário será explorado agora para esta mesma missão, considerando uma mudança na direção do vento mantendo-se a mesma intensidade (entre 0,1m/s e 0,3m/s). A nova direção esperada pela meteorologia é leste-nordeste (LNE). Para este cenário ocorre que o vento não compensado fará o VANT perder a trajetória especificada conforme ilustrado na FIG.7.6.



FIG.7.6: Região de saída de trajetória para novo cenário de vento da missão dada pelo ensaio 3.

Assim, tanto pela quantidade inicial de combustível (2500g) (primeiro cenário) quanto pelo vento não compensado (segundo cenário), a missão torna-se não exequível, devendo o operador refazer o planejamento da missão utilizando uma quantidade de combustível maior que 2834,34g e empregar outro VANT que tenha uma menor sensibilidade àquelas condições de vento.

7.4 RESUMO DO CAPÍTULO

Este capítulo teve a finalidade de realizar estudos de caso, com intuito de exibir e analisar as funcionalidades implementadas, assim como a própria metodologia de verificação de autômatos híbridos utilizada.

No ensaio 1, buscou-se adaptar o ensaio realizado por SEIBEL (2000) para os moldes desenvolvidos neste trabalho. O resultado foi analisado e pela semelhança de resultados pode-se concluir que a metodologia adotada está em harmonia com os algoritmos de verificações utilizados pelo PHAVer.

No ensaio 2, foram exploradas as diversas funcionalidades que a ferramenta disponibiliza, utilizando a entrada de localização de pontos sem auxílio de mapas ou imagens aéreas. Os resultados foram exibidos de forma gráfica, possibilitando uma visão crítica por parte do operador sobre a missão a ser executada naquele universo de operações.

No ensaio 3, missão de cunho mais prático, foi utilizado o recurso de auxílio de imagens aéreas que aumenta a operacionalidade da ferramenta. Os resultados também foram todos analisados e exibidos de forma gráfica auxiliando os estudos dos cenários sob foco e possibilitando uma significativa melhoria no planejamento daquela missão.

8 CONCLUSÃO

Este trabalho tratou da verificação automática do planejamento de missões de veículos aéreos não-tripulados. Sobre esse tema, foi realizada uma revisão bibliográfica sobre a modelagem de sistemas por meio de autômatos híbridos. Foi visto que os autômatos híbridos permitem conciliar ações discretas com dinâmicas contínuas, possibilitando um tratamento formal de sistemas complexos, como é o caso dos VANTs. Ainda nesse aspecto, foram objetos de estudo neste trabalho algumas técnicas de verificação de modelos (*model checking*), baseadas em regiões de alcançabilidade, que permitiram formular as principais especificações pertinentes à exequibilidade das missões de VANTs.

Continuamente ao estudo teórico foram feitas pesquisas de ferramentas modernas que tratassem do problema de verificação de modelos. Esse estudo foi determinante na utilização do PHAVer (*Polyhedral Hybrid Automaton Verifier*).

Tendo como base a metodologia utilizada por SEIBEL (2000), foi primeiramente desenvolvido um mecanismo gerador automático de modelos híbridos de missões de VANTs, sendo esta a primeira contribuição deste trabalho. À medida que o domínio sobre a ferramenta PHAVer foi progredindo, esses modelos foram sendo verificados e os primeiros resultados sobre a exequibilidade de missões de VANTs foram alcançados.

Com o amadurecimento da técnica em foco, os modelos estudados em (SEIBEL, 2000) foram adaptados para que se pudesse ter uma melhor análise sobre a interferência do vento no contexto operacional da missão, sendo esta outra contribuição do trabalho aqui desenvolvido.

Por fim, foi feita a implementação em um ambiente visual de uma ferramenta auxiliar no planejamento de missões de VANTs, que procurou encapsular toda a metodologia estudada com a preocupação de manter o máximo de automatização no processo, a fim de minimizar quaisquer erros por parte do operador. A ferramenta desenvolvida possui uma saída gráfica que permite uma análise direta sobre as verificações mais essenciais no contexto operacional do VANT, tais como, a falta de combustível, a região alcançável etc. Essa implementação constitui outra importante contribuição deste trabalho, uma vez que servirá de plataforma para trabalhos futuros.

Algumas observações pertinentes ao desenvolvimento deste trabalho estão descritas a seguir.

Os autômatos híbridos mostraram-se adequados na modelagem das aeronaves não-tripuladas, pois permitem a modularização de suas configurações internas e externas, sendo a composição paralela (*sincronismo*) dessas partes geradora do modelo global da missão. Essa característica facilita a modelagem e permite expansões do modelo, na medida em que novos componentes do sistema podem ser tratados e adicionados ao modelo corrente.

O uso de projeção das coordenadas geográficas em plano-tangente também se mostrou importante e adequada para o tratamento do problema em questão.

A ferramenta PHAVer, embora muito recente (2006) e ainda em desenvolvimento por seu autor Goran Frehse, mostrou-se adequada para tratar as verificações dos modelos desenvolvidos, conforme exibem os resultados demonstrados no capítulo 7. As aproximações *por fora* (*overapproximation*) que a ferramenta utiliza na simplificação de modelos mais complexos permitirá o uso de dinâmicas mais elaboradas, conforme será mencionado na sugestão de trabalhos futuros. Outra importante questão diz respeito aos erros por *overflow*, problema já mencionado no trabalho de SEIBEL (2000), que ocorrem na medida em que se aumenta a complexidade das missões. Esse problema não ocorreu utilizando o PHAVer, pois este utiliza algoritmos que equilibram a exatidão numérica com o desempenho da verificação. Foram feitos testes de missões com mais de dez pontos de passagem sem ocorrência de *overflow* por parte do verificador.

O MATLAB, por meio do *toolbox GUI* (*Graphical User Interface*) (SMITH, 2006), mostrou-se muito eficiente no trabalho de integração junto ao PHAVer, pois permite um ótimo tratamento matemático de arquivos de dados numéricos, oferecendo uma gama de funções pré-definidas que facilitam as operações na implementação do sistema. Possui também um bom ferramental de manipulação de arquivos texto, o que permitiu usá-los na geração automática dos *scripts* que contêm os autômatos e demais instruções de verificação na linguagem utilizada pelo PHAVer. Outra importante observação diz respeito a facilidade de construção das interfaces gráficas que facilitam a operação do sistema, uma vez que produz um ambiente amigável para o usuário final.

As principais limitações deste trabalho podem ser resumidas da seguinte forma:

- A modelagem da dinâmica do VANT é tratada de forma simplificada;
- A interferência do vento é conceitual e realizada de forma direta; e
- A ferramenta PHAVer fica restrita a verificações envolvendo dinâmicas compostas somente por expressões lineares.

8.1 PROPOSTAS DE TRABALHOS FUTUROS

A seguir encontram-se algumas sugestões de melhorias e de trabalhos futuros:

8.1.1 VERIFICAÇÕES COM INFORMAÇÕES DO RELEVO

Esta sugestão é uma melhoria que pode ser acrescentada ao sistema auxiliar no planejamento de missões de VANTs já construído. Conforme descrito no desenvolvimento deste trabalho, considera-se que o VANT executa a missão em uma altura constante. Essa altura é entrada como parâmetro e, por simplificação, deve ser tal que a maior elevação do relevo do teatro de operações seja superada, com finalidade de evitar qualquer colisão.

Sabe-se que atualmente existem técnicas de cartografia que fornecem a informação sobre a altura do relevo na própria imagem aérea (BARBOSA, 2006). Sendo assim, é possível realizar uma especificação sobre colisão com relevo da região alcançável. Esta verificação se torna mais um ponto a ser analisado na tomada de decisão sobre a exequibilidade da missão.

8.1.2 REFINAMENTO DA DINÂMICA DO VANT

Uma vez que o foco do trabalho esteve em torno das operações de verificação automática de modelos híbridos, não houve um trabalho intenso na melhoria da parte contínua (a dinâmica) do modelo híbrido adotado. Assim, é considerado o VANT deslocando-se com velocidade constante ao longo de todos os trechos do plano de vôo da missão em uma trajetória retilínea, sendo perturbado somente pelo vento que interfere de forma direta nas velocidades planejadas para os trechos.

Sabendo que o PHAVer adota um algoritmo simplificador para o caso de dinâmicas mais complexas, que consiste em aproximar a dinâmica complexa por diversas dinâmicas lineares mais simples, então, isso motiva um estudo mais elaborado focado no problema

de controle da trajetória do VANT. A missão do controlador a ser projetado seria a de perseguir a trajetória em velocidades idealizadas para cada trecho.

Uma vez que a plataforma verificadora já está montada, esse trabalho de refinamento da dinâmica do VANT poderia ser adaptado aos modelos estudados, na qual o sistema verificador serviria de indicador da eficiência de cada controlador projetado, uma vez que a análise da região alcançável pela aeronave iria ilustrar o trabalho do controlador perante a interferência do vento.

8.1.3 EXPANSÃO DA METODOLOGIA PARA OUTROS OBJETOS DE INTERESSE MILITAR

A metodologia estudada poderá ser exportada para a análise de outros veículos de interesse militar, como por exemplo, carros de combate atuando em diversos tipos de terrenos, progressão de unidades de infantaria em diferentes cenários operativos, uso das diferentes peças de artilharia cada uma com suas particularidades e alcances diferentes.

A sugestão seria de integração das características dos diversos recursos militares disponíveis num ambiente único que auxiliaria a tomada de decisão em missões militares. Nesse contexto, as características de cada objeto seriam estudadas, principalmente o modo como são utilizados os recursos para que os autômatos híbridos das condições internas de cada objeto possam ser construídos apropriadamente. Cada objeto teria suas verificações particulares, conforme as diferentes características do seu emprego operacional, de forma que ao final da verificação sejam fornecidos subsídios sobre a eficiência ou não do emprego desses recursos.

Nesse contexto, um desafio maior é o trabalho de modelar missões que contemplem a cooperação entre os diversos recursos.

9 REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- ALLA, H. e DAVID, R. Continuous and Hybrid Petri Nets. **Journal of Circuits, Systems and Computers**, 8:159–188, 1998.
- ALUR, R., COURCOUBETIS, C., HENZINGER, T., HO, P.-H., NICOLLIN, X., OLIVERO, A., SIFAKIS, J. e YOVINE, S. The algorithmic analysis of hybrid systems. **Lecture Notes in Computer Science**, 199:331–351, 1994.
- ALUR, R., COURCOUBETIS, C., HENZINGER, T. A. e PEI-HSIN. Hybrid automata: An algorithmic approach to the specification and verification of hybrid systems. **Lecture Notes in Computer Science**, 736:209–229, 1993.
- ALUR, R. e DILL, D. The theory of timed automata. **Theor. Comput. Sci.**, 126:183–235, 1994.
- BAGNARA, R., RICCI, E., ZAFFANELLA, E. e HILL, P. M. Possibly not closed convex polyhedra and the Parma Polyhedra Library. **Proc. Int. Symp.**, 2477, 2002.
- BARBOSA, I. **Interpolação de atributos para registro de feições bidimensionais sobre superfícies**. Dissertação de Mestrado, Instituto Militar de Engenharia, 2006.
- BURCH, J., CLARKE, E. M., MCMILLAN, K., DILL, D. e HWANG, L. Symbolic model checking: 1020 states and beyond. **Inform. Comput.**, 98:142–170, June 1992.
- CARLONI, L. P., PASSERONE, R., PINTO, A. e SANGIOVANNI-VINCENTELLI, L. A. Languages and Tools for Hybrid Systems Design. **Foundations and Trends in Electronic Design**, 1, 2006.
- CASSANDRAS, C. e LAFORTUNE, S. **Introduction to Discrete Event Systems**. Kluwer Academic Publishers, 1999.
- CLARKE, E. M., GRUMBERG, O. e PELED, D. A. Model Checking. **The MIT Press**, 1999.
- CLARKE, E. M. e WING, J. M. Formal methods: state of art and future directions. **ACM Computing Surveys**, 28(4):623–646, 1996.
- DE OLIVEIRA, C. **Curso de Cartografia Moderna**. Fundação IBGE, 2a edição edition, 1993.
- DILL, D. L. The Mur verification system. **Lecture Notes in Computer Science**, págs. 390–393, 1996.
- FREHSE, G. **Compositional Verification of Hybrid Systems using Simulation Relations**. PhD Thesis, Institute for Programming research and Algorithmics, 2005a.
- FREHSE, G. PHAVer: Algorithm Verification of Hybrid Systems past HyTech. **Hybrid Systems: Computation and Control HSCC'05**, 2005b.

- FREHSE, G. Language Overview for PHAVER version 0.35. June 2006.
- FULGHUM, D. A. Outrider UAV tackles army, navy requirements. **Aviation Week and Space Technology**, July 1996.
- GOOGLE. Google. **Guia do Usuário do Google Earth**. [online]. 2006. Disponível: <http://earth.google.com/intl/pt/userguide/v4/>. [capturado em 26 dez. 2007].
- GUÉGUEN, H. e ZAYTOON, J. On the formal verification of hybrid systems. **Control Engineering Practice**, 12:1253–1267, 2004.
- HENZINGER, T. A. The theory of hybrid automata. **IEEE Computer Society**, July 1996.
- HENZINGER, T. A., HO, P. e WONG-TOI, H. Algorithmic analysis of nonlinear hybrid systems. **IEEE Transactions on Automatic Control**, 43(4):540–554, 1998.
- HENZINGER, T. A., HO, P. H. e WONG-TOI, H. HYTECH: A model checker for hybrid systems. **Int. Journal on Software Tools for Technology Transfer**, 1997.
- HENZINGER, T. A., KOPKE, P. W., PURI, A. e VARAIYA, P. what is decidable about hybrid automata? The algorithmic analysis of hybrid systems. **Proceedings of 27th Annual ACM symposium on theory of computing**, págs. 373–382, 1995.
- HENZINGER, T. A., PREUSSIG, J. e WONG-TOI, H. Some lessons from the hytech experience. **Proceedings of the 40th Annual Conference on Decision and Control**, 2001.
- HO, Y. C. Basic research, manufacturing automation, and putting the cart before de horse. **IEEE Transactions on Automatic Control**, AC-32(12):1042–1043, 1997.
- HOLZMANN, G. The model checker spin. **IEEE Trans. Software Eng**, 23:279–295, May 1997.
- JAFFE, M., LEVESON, N., HEIMDAHL, M. e MELHART, B. Software requirements analysis for real-time process control systems. **IEEE Transactions on Software Engineering**, 17(3):241–258, 1991.
- LAFFERRIERE, G., PAPPAS, G. J. e YOVINE, S. A new class of decidable hybrid systems. **Hybrid systems computation and control, HSCC99**, 1569:137–152, 1999.
- MATSUMOTO, E. Y. **Matlab 7 - Fundamentos**. Editora Erica, 1a edição edition, 2004.
- OLIVERO, A., SIFAKIS, J. e YOVINE, S. Using Abstractions for the Verification of Linear Hybrid Systems. **Proceedings of the 6th International Conference on Computer Aided Verification**, 818:81–94, 1994.
- OWRE, S., RUSHBY, J. M. e SHANKAR, N. PVS: A prototype verification system. **Lecture Notes in Artificial Intelligence**, 607:748–752, 1992.

- PROUTY, R. W. **Helicopter Performance Stability and Control**. Robert E. Krieger Publishing Company, 1990.
- PURI, A. **Theory of hybrid systems and discrete event systems**. PhD Thesis, University of Berkeley, 1995.
- SEIBEL, C. W. **Uma Metodologia Formal Para o Planejamento e Controle de Missões de Aeronaves Não-Tripuladas**. Tese de Doutorado, UFSC, 2000.
- SHAKERNIA, O., PAPPAS, G. J. e SASTRY, S. S. Decidable controller synthesis for classes of linear systems. **Lecture Notes in Computer Science**, 1790:407–420, 2000.
- SMITH, S. T. **Matlab Advanced GUI Development**. Dog Ear Publishing, 1a edição edition, 2006.
- TOMLIN, C. J., MITCHEL, I., BAYEN, A. M. e OISHI, M. Computational Techniques for Verification of Hybrid Systems. **Proceedings of the IEEE**, 91, July 2003.
- VILLANI, E. **Modelagem e Análise de Sistemas Supervisórios Híbridos**. Tese de Doutorado, USP, 2004.

10 APÊNDICES

10.1 APÊNDICE 1: SCRIPT EM LINGUAGEM DO PHAVER REFERENTE AO ENSAIO 2 DO CAPÍTULO 7

```
//-----  
//Declaração de constantes: Consumo específico de Combustível  
//-----  
  
Sb:= 2.00; /* Consumo específico para a velocidade BESTRANGE */  
Sm:= 3.00; /* Consumo específico para a velocidade MAXSPEED */  
Se:= 1.50; /* Consumo específico para a velocidade ENDURANCE */  
Sh:= 4.00; /* Consumo específico para a velocidade HOVER */  
  
// Todas medidas em [g/s]  
  
//Dinâmica do consumo de combustível  
//Este é o autômato híbrido que modela o consumo específico de combustível  
automaton F  
state_var: f;  
synclabs: best_r, eng_off, hov, max_speed, endur, no_fuel, saiu;  
  
loc BESTRANGE: while f>=0 wait {f'== -Sb}  
when f==0 sync no_fuel do {f'== 0} goto NOFUEL;  
when true sync eng_off do {f'== f} goto ENGINEOFF;  
when true sync best_r do {f'== f} goto BESTRANGE;  
when true sync max_speed do {f'== f} goto MAXSPEED;  
when true sync hov do {f'== f} goto HOVER;  
when true sync endur do {f'== f} goto ENDURANCE;  
when true sync saiu do {f'== f} goto ENGINEOFF;  
  
loc ENDURANCE: while f>=0 wait {f'== -Se}  
when f==0 sync no_fuel do {f'== 0} goto NOFUEL;  
when true sync eng_off do {f'== f} goto ENGINEOFF;
```

```

when true sync best_r      do {f'== f} goto BESTRANGE;
when true sync max_speed  do {f'== f} goto MAXSPEED;
when true sync hov        do {f'== f} goto HOVER;
when true sync endur      do {f'== f} goto ENDURANCE;
when true sync saiu       do {f'== f} goto ENGINEOFF;

```

```

loc MAXSPEED: while f>=0 wait {f'== -Sm}
when f==0 sync no_fuel    do {f'== 0} goto NOFUEL;
when true sync eng_off    do {f'== f} goto ENGINEOFF;
when true sync best_r    do {f'== f} goto BESTRANGE;
when true sync max_speed do {f'== f} goto MAXSPEED;
when true sync hov       do {f'== f} goto HOVER;
when true sync endur     do {f'== f} goto ENDURANCE;
when true sync saiu      do {f'== f} goto ENGINEOFF;

```

```

loc HOVER: while f>=0 wait {f'== -Sh}
when f==0 sync no_fuel    do {f'== 0} goto NOFUEL;
when true sync eng_off    do {f'== f} goto ENGINEOFF;
when true sync best_r    do {f'== f} goto BESTRANGE;
when true sync max_speed do {f'== f} goto MAXSPEED;
when true sync hov       do {f'== f} goto HOVER;
when true sync endur     do {f'== f} goto ENDURANCE;
when true sync saiu      do {f'== f} goto ENGINEOFF;

```

```

loc NOFUEL: while True wait {f'== 0}
when true sync saiu      do {f'== 0} goto NOFUEL;

```

```

loc ENGINEOFF: while True wait {f'== 0}
when true sync saiu     do {f'== 0} goto ENGINEOFF;

```

```

initially: HOVER & f==2000.00;

```

```

end

```

```

// Automato modelador da dinâmica do plano de vôo do ensaio2
automaton M
state_var: x,y,z,th;
synclabs: best_r, eng_off, hov, max_speed, endur, no_fuel, saiu;

loc TAKEOFF: while z>=-250.0000 wait {x'==0 & y'==0 & z'==-5.0000 & th'==0}
when z==-250.0000 sync endur do {x'==x & y'==y & z'==z & th'==0} goto E1;

loc E1: while (y-0.3613*x-29.0323<=21.2653 & y-0.3613*x-29.0323>=-21.2653 &
y+2.7679*x-2375.8929<=14.7148) wait {x'>=13.8917 & x'<=14.0356 &
y'>=4.8885 & y'<=5.0275 & z'==0 & th'==0}

when (y-0.3613*x-29.0323==21.2653 | y-0.3613*x-29.0323==-21.2653) sync saiu
do {x'==x & y'==y & z'==z & th'==0} goto Vento_forte;

when (y-0.3613*x-29.0323<5.3163 & y-0.3613*x-29.0323>-5.3163 &
y+2.7679*x-2375.8929<14.7148 & y+2.7679*x-2375.8929>-14.7148)
sync hov do {x'==x & y'==y & z'==z & th'==0} goto HOV1;

loc HOV1: while th<=120.0000 wait {x'==0 & z'==0 & y'==0 & th'==1}
when th==120.0000 sync best_r do {x'==x & z'==z & y'==y & th'==0} goto E2;

loc E2: while (y-0.1212*x-209.0909<=20.1464 & y-0.1212*x-209.0909>=-20.1464 &
y+8.2500*x-13393.7500<=41.5519) wait {x'>=19.6388 & x'<=19.7827 &
y'>=2.1983 & y'<=2.3372 & z'==0 & th'==0}

when (y-0.1212*x-209.0909==20.1464 | y-0.1212*x-209.0909==-20.1464)
sync saiu do {x'==x & y'==y & z'==z & th'==0} goto Vento_forte;

when (y-0.1212*x-209.0909<5.0366 & y-0.1212*x-209.0909>-5.0366 &
y+8.2500*x-13393.7500<41.5519 & y+8.2500*x-13393.7500>-41.5519)
sync hov do {x'==x & y'==y & z'==z & th'==0} goto HOV2;

loc HOV2: while th<=180.0000 wait {x'==0 & z'==0 & y'==0 & th'==1}

```

```

when th==180.0000 sync max_speed do {x'==x & z'==z & y'==y & th'==0} goto E3;

loc E3: while (y+0.6364*x-1402.2727<=23.7062 & y+0.6364*x-1402.2727>=-23.7062 &
    y-1.5714*x+3289.2857>=-9.3131) wait {x'>=20.8757 & x'<=21.0196 &
    y'>=-13.6302 & y'<=-13.4913 & z'==0 & th'==0}

when (y+0.6364*x-1402.2727==23.7062 | y+0.6364*x-1402.2727==-23.7062)
sync saiu do {x'==x & y'==y & z'==z & th'==0} goto Vento_forte;

when (y+0.6364*x-1402.2727<5.9265 & y+0.6364*x-1402.2727>-5.9265 &
y-1.5714*x+3289.2857<9.3131 & y-1.5714*x+3289.2857>-9.3131)
sync hov do {x'==x & y'==y & z'==z & th'==0} goto LAND;

loc LAND: while z<=0 wait {x'==0 & z'==5.0000 & y'==0 & th'==0}
when z==0 sync eng_off do {z'==z & y'==y & x'==x & th'==0} goto LANDED;

loc LANDED: while True wait {x'==0 & z'==0 & y'==0 & th'==0}

loc Vento_forte: while True wait {x'==0 & y'==0 & z'==0 & th'==0}

initially: TAKEOFF & x==-25.0000 & y==20.0000 & z==0 & th==0;

end

//-----
//Sistema Geral Composto
//-----
sys=M&F; /* Composição paralela entre M e F */

/* Computo da região alcançável a partir das condições iniciais */
reg_alcan=sys.reachable;

/* Arquivo que representa a região alcançável - reg_alcan.txt - */
reg_alcan.print("reg_alcan2_ensaio2.txt",2);

```

```

reg_alcan.print("reg_alcan_ensaio2.txt",0);

/* Região da falta de combustível*/
reg_nd1=sys.{~$ & z<0 & f==0};

/* Arquivo que representa a região da falta de combustível - reg_nd1.txt - */
reg_nd1.print("reg_nd1_ensaio2.txt",0);

/* Cômputo da interseção da região alcançável com região da falta de combustível */
inter1=reg_alcan;
inter1.intersection_assign(reg_nd1);

/* Arquivo que representa a interseção da região alcançavel com regioa
da falta de combustível - inter1.txt - */

inter1.print("inter1_dados_ensaio2.txt",2);
inter1.print("inter1_ensaio2.txt",0);

/* Região de Vento Forte*/
reg_nd2=sys.{Vento_forte~$ & z<0};

/* Arquivo que representa a região de Vento Forte - reg_nd2.txt - */
reg_nd2.print("reg_nd2_ensaio2.txt",0);

/* Cômputo da interseção da região alcançável com região de Vento Forte*/
inter2=reg_alcan;
inter2.intersection_assign(reg_nd2);

/* Arquivo que representa a interseção da região alcançavel com
regiao de Vento Forte - inter2.txt - */

inter2.print("inter2_dados_ensaio2.txt",2);
inter2.print("inter2_ensaio2.txt",0);

```



```

/* Otimização combustível por alcançabilidade reversa*/
sys_rev=sys;
reg_nd1=sys.{$~$ & z<0 & f==0};
sys_rev.reverse;
sys_rev.initial_states(reg_nd1);
reg_alcan_rev=sys_rev.reachable;
I=sys.{TAKEOFF~HOVER & f>0 & x==-25.0000 & y==20.0000 & z==0 & th==0};
inter_rev=I;
inter_rev.intersection_assign(reg_alcan_rev);

/* Geração dos arquivos de análises*/
/* Arquivo que representa a região alcançavel revers reg_alcan_rev.txt - */
reg_alcan_rev.print("alcan_rev_ensaio2.txt",0);
reg_alcan_rev.print("alcan_rev_dados_ensaio2.txt",2);
inter_rev.print("inter_rev_ensaio2.txt",0);

```

Livros Grátis

(<http://www.livrosgratis.com.br>)

Milhares de Livros para Download:

[Baixar livros de Administração](#)

[Baixar livros de Agronomia](#)

[Baixar livros de Arquitetura](#)

[Baixar livros de Artes](#)

[Baixar livros de Astronomia](#)

[Baixar livros de Biologia Geral](#)

[Baixar livros de Ciência da Computação](#)

[Baixar livros de Ciência da Informação](#)

[Baixar livros de Ciência Política](#)

[Baixar livros de Ciências da Saúde](#)

[Baixar livros de Comunicação](#)

[Baixar livros do Conselho Nacional de Educação - CNE](#)

[Baixar livros de Defesa civil](#)

[Baixar livros de Direito](#)

[Baixar livros de Direitos humanos](#)

[Baixar livros de Economia](#)

[Baixar livros de Economia Doméstica](#)

[Baixar livros de Educação](#)

[Baixar livros de Educação - Trânsito](#)

[Baixar livros de Educação Física](#)

[Baixar livros de Engenharia Aeroespacial](#)

[Baixar livros de Farmácia](#)

[Baixar livros de Filosofia](#)

[Baixar livros de Física](#)

[Baixar livros de Geociências](#)

[Baixar livros de Geografia](#)

[Baixar livros de História](#)

[Baixar livros de Línguas](#)

[Baixar livros de Literatura](#)
[Baixar livros de Literatura de Cordel](#)
[Baixar livros de Literatura Infantil](#)
[Baixar livros de Matemática](#)
[Baixar livros de Medicina](#)
[Baixar livros de Medicina Veterinária](#)
[Baixar livros de Meio Ambiente](#)
[Baixar livros de Meteorologia](#)
[Baixar Monografias e TCC](#)
[Baixar livros Multidisciplinar](#)
[Baixar livros de Música](#)
[Baixar livros de Psicologia](#)
[Baixar livros de Química](#)
[Baixar livros de Saúde Coletiva](#)
[Baixar livros de Serviço Social](#)
[Baixar livros de Sociologia](#)
[Baixar livros de Teologia](#)
[Baixar livros de Trabalho](#)
[Baixar livros de Turismo](#)