

INSTITUTO MILITAR DE ENGENHARIA

ROBERTO ORTIZ GARRIDO

**APLICAÇÃO DA SÍNTESE DE SUPERVISORES DE  
SISTEMAS HÍBRIDOS AO PLANEJAMENTO DE MISSÕES  
DE VEÍCULOS AÉREOS NÃO-TRIPULADOS**

Dissertação 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: Antonio Eduardo Carrilho da Cunha, Dr. Eng.

Rio de Janeiro  
2009

# **Livros Grátis**

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

Milhares de livros grátis para download.

c2009

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 autor e dos orientadores.

G241a Garrido, Roberto Ortiz

Aplicação da Síntese de Supervisores de Sistemas Híbridos ao Planejamento de Missões de Veículos Aéreos Não-Tripulados / Roberto Ortiz Garrido. - Rio de Janeiro : Instituto Militar de Engenharia, 2009.  
106 p.: il, graf., tab.

Dissertação (Curso de Engenharia Elétrica) - Instituto Militar de Engenharia- Rio de Janeiro, 2009.

1. Sistemas Dinâmicos Híbridos. 2. Controle Supervisório. 3. Verificação de Modelos. 4. Planejamento de Missões. 5. Veículos Aéreos Não-Tripulados. I. Título. II. Instituto Militar de Engenharia.

CDD 629.8312

**INSTITUTO MILITAR DE ENGENHARIA**

**ROBERTO ORTIZ GARRIDO**

**APLICAÇÃO DA SÍNTESE DE SUPERVISORES DE SISTEMAS  
HÍBRIDOS AO PLANEJAMENTO DE MISSÕES DE VEÍCULOS  
AÉREOS NÃO-TRIPULADOS**

Dissertação 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: Antonio Eduardo Carrilho da Cunha, Dr. Eng.

Aprovada em 18 de agosto de 2009 pela seguinte Banca Examinadora:

---

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

---

José Eduardo Ribeiro Cury, Dr. D'État , da UFSC

---

Geraldo Magela Pinheiro Gomes, Dr. ENSAE , do IME

---

Jorge Audrin Morgado de Gois, Dr.-Ing. , do IME

Rio de Janeiro  
2009

Eu dedico esse trabalho a meu pai  
Roberto (*in memorium*) e a minha mãe Vera.

## AGRADECIMENTOS

Agradeço primeiramente a Deus, que nos dá a vida e o conhecimento.

Em seguida, agradeço a meu pai Roberto (*in memorium*) que sempre torceu pelas minhas vitórias. Embora tenhamos convivido por um breve período sei que nunca me abandonou e que continua presente em minha vida.

A minha mãe Vera, pelo carinho e incentivo que foram fundamentais nessa fase e em outras conquistas. Nos momentos de ausência, durante esse trabalho, teve sempre teve uma palavra de apoio.

Ao Prof. Antonio Eduardo Carrilho da Cunha, que além de aceitar o desafio de me orientar, o fez com dedicação e paciência, sempre acreditando em meu trabalho.

Aos professores José Eduardo Ribeiro Cury, Geraldo Magela Pinheiro Gomes e Jorge Audrin Morgado de Góis pelas sugestões para a melhoria dessa dissertação.

Ao Instituto Militar de Engenharia e à Seção de Engenharia Elétrica, pela oportunidade de realizar o curso de mestrado.

Aos colegas de curso com os quais convivi e que proporcionaram momentos agradáveis.

A CAPES pela bolsa de estudos concedida.

## SUMÁRIO

LISTA DE ILUSTRAÇÕES .....	9	
LISTA DE TABELAS .....	11	
LISTA DE SÍMBOLOS E ABREVIATURAS .....	12	
<b>1</b>	<b>INTRODUÇÃO</b> .....	16
1.1	Objeto de Estudo .....	16
1.2	Contribuições .....	19
1.3	Restrições do Método .....	19
1.4	Organização do Trabalho .....	19
<b>2</b>	<b>PLANEJAMENTO E CONTROLE DE MISSÕES DE VEÍCULOS AÉREOS NÃO-TRIPULADOS</b> .....	21
2.1	Sistemas de Coordenadas .....	21
2.2	Helicópteros .....	23
2.3	Pilotagem, Guiamento e Navegação .....	26
2.4	Missões de VANTs .....	27
2.5	Contexto Operacional da Missão .....	30
2.5.1	Condições Internas .....	30
2.5.1.1	Combustível .....	31
2.5.1.2	Energia Elétrica .....	33
2.5.2	Condições Externas .....	33
2.5.2.1	Meteorologia .....	33
2.5.2.2	Relevo .....	34
2.5.2.3	Zonas de Exclusão .....	34
2.5.3	Requisitos de Segurança .....	34
2.6	O Problema de Planejamento e Controle de Missões .....	35
2.7	Abordagens Formais para o Planejamento e Controle de Missões de VANTs	36
2.8	Abordagem por Autômatos Híbridos .....	36
2.9	Hipóteses Simplificadoras .....	39
2.10	Resumo do Capítulo .....	40

<b>3</b>	<b>CONTROLE SUPERVISÓRIO DE SISTEMAS DINÂMICOS HÍBRIDOS</b>	41
3.1	Conceitos Preliminares de Linguagens Formais e Autômatos	41
3.2	Autômato Híbrido	43
3.3	Autômato Condição/Evento	47
3.4	Cômputo dos Estados Diretamente Alcançáveis	49
3.5	Controle Supervisório de Sistemas Híbridos	50
3.6	Resumo do Capítulo	56
<b>4</b>	<b>APLICAÇÃO DO CONTROLE SUPERVISÓRIO DE SISTEMAS HÍBRIDOS AO PLANEJAMENTO DE MISSÕES DE VANTS</b>	57
4.1	Caracterização da Abordagem	57
4.2	Descrição da Missão	59
4.3	Autômato Híbrido Modelador da Missão	63
4.3.1	Estruturação	63
4.3.2	Variáveis Contínuas	63
4.3.3	Locais	63
4.3.4	Transições	69
4.3.5	Etiquetas de Transição	72
4.3.6	Estado Inicial	72
4.3.7	Exemplo	72
4.4	Construção do autômato C/E	72
4.4.1	Algoritmo	73
4.4.2	Exemplo	77
4.5	Síntese	80
4.6	Resumo do Capítulo	81
<b>5</b>	<b>IMPLEMENTAÇÃO COMPUTACIONAL E ESTUDOS DE CASO</b>	82
5.1	Descrição da Ferramenta Computacional	82
5.2	Primeiro Estudo de Caso	85
5.3	Segundo Estudo de Caso	92
5.4	Resumo do Capítulo	97



<b>6</b>	<b>CONCLUSÃO</b> .....	98
6.1	Resumo do trabalho e contribuições .....	98
6.2	Limitações do Método .....	98
6.3	Sugestões de trabalhos futuros .....	99
<b>7</b>	<b>REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS</b> .....	100
<b>8</b>	<b><u>APÊNDICES</u></b> .....	104
8.1	APÊNDICE 1: FERRAMENTA COMPUTACIONAL.....	105

## LISTA DE ILUSTRAÇÕES

FIG.1.1	Causas de perdas de VANTs (GOMES, 2008). . . . .	16
FIG.1.2	Planejamento e controle de missões de VANTs . . . . .	17
FIG.1.3	Verificação de missões de VANTs . . . . .	17
FIG.1.4	Síntese de Missões de VANTs. . . . .	18
FIG.2.1	Sistemas de Coordenadas Geodéticas e Plano Tangente (SEIBEL, 2000). . . . .	22
FIG.2.2	Sistema de Coordenadas Rigidamente Acoplado à Aeronave (SEIBEL, 2000). . . . .	23
FIG.2.3	Helicóptero Nova Cuatro S3212. . . . .	24
FIG.2.4	Movimentos de translação e rotação de um helicóptero (SEIBEL, 2000). . . . .	25
FIG.2.5	Pilotagem, guiamento e navegação (SEIBEL, 2000). . . . .	26
FIG.2.6	Missão de um VANT (GOMES, 2008). . . . .	29
FIG.2.7	Consumo específico de combustível em função da velocidade da aeronave (SEIBEL, 2000). . . . .	32
FIG.2.8	Alcance específico em função do peso bruto da aeronave (SEIBEL, 2000). . . . .	33
FIG.2.9	Elaboração de um plano de voo completo (SEIBEL, 2000). . . . .	38
FIG.2.10	Interpretação de um plano de voo (SEIBEL, 2000). . . . .	39
FIG.3.1	Autômato híbrido e seus componentes. . . . .	44
FIG.3.2	Ilustração de uma inclusão diferencial $\dot{x} \in [a, b]$ . . . . .	44
FIG.3.3	Autômato híbrido que representa o aquecedor (HENZINGER, 1996). . . . .	45
FIG.3.4	Comportamento para o aquecedor (HENZINGER, 1996). . . . .	45
FIG.3.5	Exemplo de uma bola em queda livre . . . . .	46
FIG.3.6	Evolução dos estados no AH . . . . .	46
FIG.3.7	Autômato sem invariante . . . . .	47
FIG.3.8	Autômato com invariante . . . . .	47
FIG.3.9	Autômato C/E para o exemplo do aquecedor . . . . .	48
FIG.3.10	Ilustração da alcançabilidade direta e reversa (COSTA, 2008b) . . . . .	50
FIG.3.11	Esquema de supervisão . . . . .	51

FIG.3.12	Exemplo de projeção	52
FIG.3.13	Exemplo para $vu$ -controlabilidade	53
FIG.3.14	Exemplo para $v$ -controlabilidade	54
FIG.3.15	Planta híbrida.	55
FIG.3.16	Especificação $E \subset V^*$ .	55
FIG.3.17	Linguagem-alvo $K = P_V^{-1}(E) \cap L$ .	56
FIG.3.18	Máxima linguagem controlável $SupC_{VU}(K)$ .	56
FIG.4.1	Visão geral da abordagem.	58
FIG.4.2	Elementos externos definidores de uma missão.	61
FIG.4.3	Missão Utilizada nesse Capítulo.	62
FIG.4.4	Estruturação do Autômato Híbrido Modelador da Missão.	64
FIG.4.5	Locais Terminais.	65
FIG.4.6	Locais <i>TAKEOFF</i> e <i>LANDING</i> .	66
FIG.4.7	Ilustração do deslocamento entre dois pontos de passagem.	67
FIG.4.8	Local de deslocamento entre dois pontos de passagem.	68
FIG.4.9	Local de sobrevoos de um ponto de passagem.	69
FIG.4.10	Autômato Híbrido modelador da missão	73
FIG.4.11	Autômato híbrido com <i>loops</i>	77
FIG.4.12	Autômato C/E equivalente a um AH com <i>loops</i>	77
FIG.4.13	Autômato C/E modelador da missão	78
FIG.4.14	Autômato auxiliar obtido a partir do AH modelador da missão	78
FIG.4.15	Especificação de Segurança.	80
FIG.4.16	Supervisor para a missão.	80
FIG.5.1	Esquema Geral da Implementação.	83
FIG.5.2	Estudo de Caso 1 - Esquema Geral.	87
FIG.5.3	Estudo de Caso 1 - Autômato Híbrido Modelador da Missão.	88
FIG.5.4	Estudo de Caso 1 - Planta C/E.	90
FIG.5.5	Estudo de Caso 1 - Síntese	91
FIG.5.6	Estudo de Caso 1 - Supervisor.	91
FIG.5.7	Estudo de Caso 2 - Esquema geral.	93
FIG.5.8	Planta C/E.	94
FIG.5.9	Supervisor C/E.	95
FIG.5.10	Novo supervisor C/E.	96

## LISTA DE TABELAS

TAB.4.1	Velocidades Nominais e Respectivos Consumos Específicos de Combustível. ....	62
TAB.4.2	Velocidades Não Compensadas do Vento. ....	63
TAB.4.3	Algoritmo de Construção do Autômato C/E – Parte 1 ....	74
TAB.4.4	Algoritmo de Construção do Autômato C/E – Parte 2 ....	75
TAB.4.5	Saída da Ferramenta PHAVer. ....	79
TAB.4.6	Estados do autômato C/E e suas respectivas regiões de entrada ....	79
TAB.5.1	Exemplo de arquivo-texto para definir uma missão. ....	84
TAB.5.2	Elementos do arquivo-texto descritor da missão. ....	85
TAB.5.3	Estudo de Caso 1 - Objetivos. ....	86
TAB.5.4	Estudo de Caso 1 - Contexto Operacional - Condições Internas - Velocidades nominais do VANT com respectivos consumos. ....	86
TAB.5.5	Estudo de Caso 1 - Contexto Operacional - Condições Externas - Vento Não Compensado. ....	86
TAB.5.6	Estudo de Caso 1 - Arquivo da Missão. ....	87
TAB.5.7	Estudo de Caso 1 - Locais / Condições. ....	89
TAB.5.8	Estudo de Caso 1 - Eventos. ....	89
TAB.5.9	Estudo de Caso 1 - Autômato Híbrido Modelador da Missão sob Supervisão. ....	92
TAB.5.10	Estudo de Caso 2 - Objetivos da Missão. ....	93
TAB.5.11	Estudo de Caso 2 - Contexto Operacional - Condições Internas - Velocidades nominais do VANT com respectivos consumos. ....	94
TAB.5.12	Estudo de Caso 1 - Contexto Operacional - Condições Externas - Vento Não Compensado. ....	94
TAB.5.13	Identificação dos Locais/Condições ....	95
TAB.5.14	Identificação dos Eventos. ....	96
TAB.8.1	Arquivos no CD. ....	106

## LISTA DE SÍMBOLOS E ABREVIATURAS

### ABREVIATURAS

AH	-	Autômato Híbrido
C/E	-	Condição/Evento
MATLAB	-	Matrix Laboratory - Software
MT	-	Margem de Trajetória
PHAVer	-	Polyedral Hybrid Automata Verifyer
SED	-	Sistema a Eventos Discretos
SH	-	Sistema Híbrido
SSSH	-	Síntese de Supervisores de Sistemas Híbridos
TCS	-	Teoria de Controle Supervisório
VANT	-	Veículo Aéreo Não-Tripulado

### SÍMBOLOS

:	-	tal que
$\exists$	-	existe
$\circ$	-	concatenação de palavras
$\triangleq$	-	por definição
$f$	-	variável que representa a quantidade de combustível
$\mathcal{H}$	-	Autômato Híbrido
$H$	-	Autômato Condição/Evento
$t_s$	-	variável que representa o tempo de observação em um ponto de passagem
$V$	-	Conjunto de Eventos
$U$	-	Conjunto de locais do Autômato Híbrido $\mathcal{H}$ e das condições do Autômato C/E $H$
$v_0$	-	evento de inicialização
$x$	-	variável que representa a coordenada x
$y$	-	variável que representa a coordenada y
$z$	-	variável que representa a coordenada z
$p_i(s)$	-	projecção da palavra $s$ em $\Sigma$ em palavras sobre $\Sigma_i \subseteq \Sigma$

$p_i(L)$	-	imagem da linguagem $L \subseteq \Sigma^*$ pela projeção $p_i$
$p_i^{-1}(L_i)$	-	imagem inversa da linguagem $L_i \subseteq \Sigma_i^*$ pela projeção $p_i$
$\varepsilon$	-	palavra vazia
$\emptyset$	-	conjunto vazio
$\Sigma$	-	alfabeto de símbolos finito e não-vazio
$\bar{L}$	-	prefixo-fechamento de uma linguagem $L$
$L(G)$	-	linguagem gerada por um autômato $G$
$L_m(G)$	-	linguagem marcada por um autômato $G$
$\leftarrow$	-	atribuição
$=$	-	igual
$\neq$	-	diferente
$A \in B$	-	$A$ pertence a $B$
$A \subset B$	-	$A$ está contido em $B$
$A \cap B$	-	$A$ interseção com $B$

## RESUMO

Esse trabalho trata do planejamento e controle de missões com veículos aéreos não-tripulados (VANTs) por meio da teoria de controle supervisorio de sistemas híbridos. Neste trabalho, considera-se um VANT de asa fixa (helicóptero). Em primeiro lugar, foi desenvolvido o modelo de missão na forma de um autômato híbrido (AH). Neste modelo, as diversas etapas da missão (deslocamento entre pontos de passagem, sobrevoos, etc) contemplam: as coordenadas de trajetória do VANT, o consumo de combustível e a influência do vento. Este modelo contempla todas as opções de escolha para a execução da missão livre de uma ação de controle. Em seguida, foi desenvolvido um algoritmo de obtenção de uma aproximação discreta do comportamento do AH modelador da missão na forma de um autômato condição/evento (C/E). Nesta etapa utilizam-se as técnicas de alcançabilidade direta utilizadas na verificação de modelos. A característica desse algoritmo é a geração do comportamento discreto exato do autômato híbrido modelador da missão, dadas as condições de modelagem. A última etapa consiste em empregar a abordagem da Síntese de Supervisores de Sistemas Híbridos para determinação de um comportamento discreto que representa as opções que tornam a missão exequível, no sentido do consumo de combustível e influência do vento. O comportamento, obtido na forma de um autômato C/E que possui garantia formal de atender à especificação, ser minimamente restritivo, e não levar a situações tipo *deadlock*, em que o sistema não tem mais como evoluir. O método desenvolvido foi implementado em um ambiente computacional que agrega o MATLAB, o verificador PHAVer (*Polyedral Hybrid Automata Verifier*) e o Grail para controle supervisorio. Diversos estudos de caso foram realizados para dar suporte e ilustrar o método desenvolvido. As perspectivas de trabalhos futuros incluem a modelagem do tratamento de um VANT de asa fixa e o tratamento de missões multi-veiculares.

## ABSTRACT

This work deals with the unmanned aerial vehicles (UAVs) mission planning and control by means of supervisory control theory for hybrid systems. This work considers a rotative wings UAV (helicopter). First, a mission model was developed in form of a hybrid automaton (HA). In this model, all the mission steps (flight between points, hovering, etc) assess: the coordinates of UAV's trajectory, the fuel consumption and the influence of the wind. This model assesses all the possibilities for the execution of the mission without a control action. After that, a algorithm was developed to obtain a discrete approximation to the HA which models the given mission in form of a condition/event (C/E) automaton. In this step, techniques of forward reachability, which comes from model checking, are used. This algorithm provides the exact discrete behavior of the hybrid automaton which models the mission. Finally, the Supervisor Synthesis for Hybrid Systems is used to provide the discrete behavior which gives all the possibilities for the feasibility of the mission, considering the fuel consumption and the influence of the wind. This behavior is given in form of a C/E automaton which has the formal warranty of taking into consideration the specification, being minimally restrictive, and not to have deadlocks, where the system cannot evolve. The method was implemented in a computational tool which integrates the MATLAB, the verifier PHAVer (*Polyedral Hybrid Automata Verifier*) and the Grail for supervisory control. Many cases study are presented to evaluate and show the developed method. The outlooks for the next works are the modeling and dealing with a fixed wings UAV and the multi-vehicular missions.



# 1 INTRODUÇÃO

## 1.1 OBJETO DE ESTUDO

A perda de Veículos Aéreos Não-Tripulados (VANTs) em decorrência de erros de operação e planejamentos ineficientes é um dos maiores problemas associados a este tipo de veículo (SEIBEL, 1998). Pelos dados da Figura 1.1, pode-se concluir que o planejamento ineficiente é a principal causa dessas perdas (GOMES, 2008). O presente trabalho propõe-se à aplicação dos ditos Métodos Formais de Engenharia, notadamente a Teoria de Controle Supervisório de Sistemas Dinâmicos Híbridos para o planejamento e controle de missões de VANTs.



FIG. 1.1: Causas de perdas de VANTs (GOMES, 2008).

A operação de um VANT consiste basicamente em decolar, voar seguindo rota e altitude pré-determinadas, chegar a um ou mais pontos e sobrevoá-los a altitudes e tempo pré-programados, transmitir as informações de sinais e imagens captadas, deslocar-se até o ponto de recolhimento e pousar em segurança. De forma simples, o planejamento de missões de VANTs corresponde à elaboração do *plano de vôo*, com a verificação das *condições internas* e *externas* à aeronave (SEIBEL, 1998), vide Figura 1.2. Nesta dissertação, o VANT trata-se de uma aeronave de asas rotativas (helicóptero).

As *condições internas* são os fatores que dependem da aeronave, tais como (SEIBEL, 1998): as velocidades nas quais pode ser operada; o consumo específico do combustível; a capacidade máxima de combustível a bordo etc. As *condições externas* compreendem: fatores meteorológicos; o relevo da área sobrevoada; e a existência de zonas de exclusão

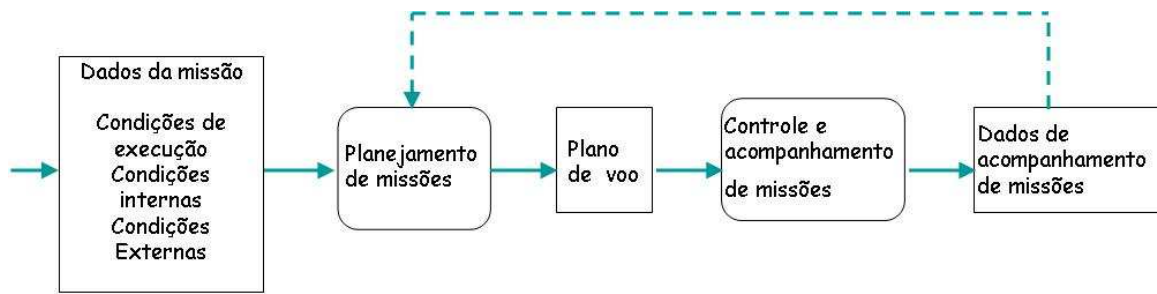


FIG. 1.2: Planejamento e controle de missões de VANTs

(SEIBEL, 1998).

O planejamento e controle de missões de VANTs é essencialmente um problema de escalonamento e roteamento de veículos, tratado na Pesquisa Operacional (BODIN, 1983).

O ponto de partida desse trabalho é o método de planejamento de missões de VANTs, desenvolvido inicialmente por SEIBEL (1998) e depois por COSTA (2008b), representado na Figura 1.3. A partir das condições internas e externas da missão, gera-se um autômato híbrido (AH) modelador da missão e regiões no espaço de estados do AH que representam as configurações indesejadas, a saber, saída da trajetória por ação do vento e a falta de combustível durante a missão. Utilizando-se um verificador de modelos, PHAVer (*Polyedral Hybrid Automata Verifier*) (FREHSE, 2005), determina-se se a missão é exequível ou não. Em caso positivo, o AH original pode ser utilizado como plano de vôo para a missão. Em caso negativo, são indicadas as situações do plano de vôo que levam à violação.

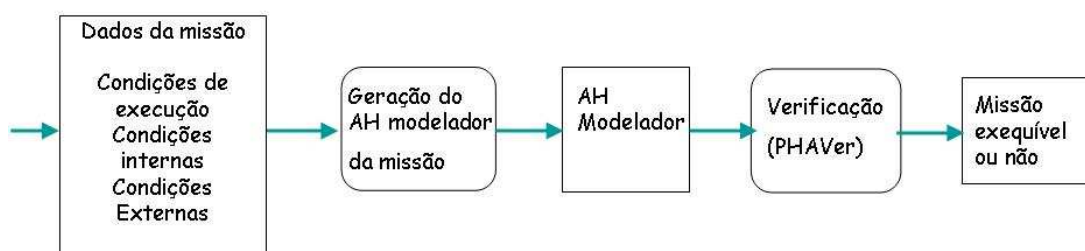


FIG. 1.3: Verificação de missões de VANTs

Um problema dessa metodologia consiste no seguinte: a verificação apenas indica se a missão proposta é exequível ou não. Não dá indicações de alternativas de exequibilidade. Por exemplo, assumindo a não exequibilidade de uma missão, se forem escolhidas outras velocidades nos trechos ou modificarem-se os tempos de observação, a missão tornar-se-ia

exequível.

Para contornar esse problema, a proposta desse trabalho é utilizar a teoria de controle supervisorio de Sistemas Híbridos (TCS) conforme as abordagens em (LEAL, 2005); (GONZÁLEZ, 2001), onde foi tratado o problema da Síntese de Supervisores para Sistemas Híbridos com base em Sistemas Condição/Evento. Na proposta, Figura 1.4, o autômato híbrido modelador da missão contempla todas as opções de execução da mesma, considerando todas as opções de velocidade nominal do veículo. A partir do AH modelador da missão, obtém-se um autômato condição/evento (C/E), que representa a evolução discreta do AH modelador da missão. O autômato C/E é obtido por técnicas de alcançabilidade direta, oriundas da verificação de modelos. De forma geral, o autômato C/E será uma aproximação conservadora do comportamento discreto real do AH modelador da missão.

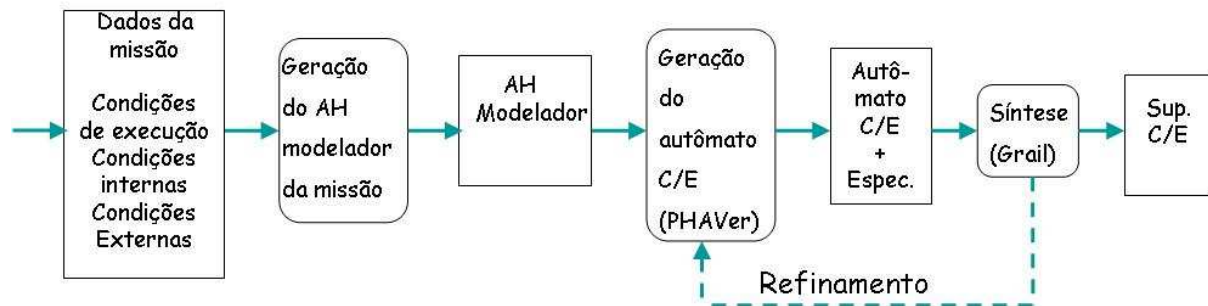


FIG. 1.4: Síntese de Missões de VANTs.

O autômato C/E e as especificações, que expressam a exequibilidade da missão em termos de não se acabar o combustível e não sair da trajetória por influência do vento, passam então por um processo de síntese de supervisores, conforme (LEAL, 2005; GONZÁLEZ, 2001). O resultado do processo de síntese é um supervisor C/E que representa todas as opções onde a missão é exequível sem a violação das especificações. O supervisor C/E também possui a propriedade de ser minimamente restritivo e ser não bloqueante, no sentido de não haver *deadlocks*.

No caso do autômato C/E ser uma aproximação do comportamento da planta, quando o resultado da síntese indicar que exista supervisor que atenda à especificação, utilizam-se as técnicas de refinamento das aproximações para a geração de um novo autômato C/E que aproxime do comportamento da planta de forma menos conservadora, e um novo processo de síntese é realizado (CURY, 1999).

Neste trabalho, utiliza-se o verificador de modelos PHAVer (FREHSE, 2005) para obtenção do autômato C/E, e em função das características da missão, e do verificador,

o autômato C/E obtido representa o comportamento discreto exato do AH modelador da missão. Também é utilizada na síntese de supervisores a ferramenta Grail para controle supervísório (REISER, 2006).

## 1.2 CONTRIBUIÇÕES

As principais contribuições dessa dissertação são as seguintes:

- o desenvolvimento de um método baseado na Teoria de Controle Supervísório para geração do plano de voo no planejamento de missões de VANTs;
- desenvolvimento de um autômato híbrido modelador da missão e de um método para extração de um autômato C/E a partir do AH modelador da missão;
- obtenção de um plano de voo, na forma de um autômato C/E, que indica todas as possibilidades de escolha de velocidades nos trechos que tornam a missão exequível, considerando o consumo de combustível e a influência do vento;
- desenvolvimento de um ambiente computacional para o método desenvolvido; e
- realização de estudos de caso, aplicando a ferramenta desenvolvida para demonstrar o método de planejamento de missões apresentado nessa dissertação.

## 1.3 RESTRIÇÕES DO MÉTODO

A metodologia apresentada nessa dissertação apresenta restrições, que são listadas a seguir:

- Modelagem da dinâmica do VANT simples (não há necessidade de refinamento das aproximações dos AHs tratados aqui), veja Seção 2.9;
- Interferência do vento na dinâmica do VANT é feita de forma conceitual; e
- AH que modela a missão não pode possuir *loops*, isso é um dos fatores que levam a uma dinâmica do VANT simples.

## 1.4 ORGANIZAÇÃO DO TRABALHO

O Capítulo 2 discute os principais elementos que definem uma missão de um VANT de asa rotativa, fazendo uma introdução à modelagem a ser adotada nessa dissertação.

O Capítulo 3 apresenta a teoria de Sistemas Híbridos (SHs) e do formalismo do Autômato Híbrido (AH) e do autômato C/E. Trata também da verificação de modelos aplicada a SHs. Por fim, trata da Teoria de Controle Supervisório (TCS) para Sistemas Híbridos.

O Capítulo 4 apresenta o método de planejamento de missões de VANTs desenvolvido nessa dissertação. Apresenta as etapas da metodologia e um exemplo de aplicação do método desenvolvido.

O Capítulo 5 trata da ferramenta desenvolvida para planejamento de missões juntamente com estudos de caso que demonstram a aplicação da metodologia apresentada no Capítulo 4.

O Capítulo 6 apresenta as considerações finais sobre o dissertação.

## 2 PLANEJAMENTO E CONTROLE DE MISSÕES DE VEÍCULOS AÉREOS NÃO-TRIPULADOS

Este capítulo destina-se a apresentar os principais conceitos relacionados ao planejamento e controle de missões de Veículos Aéreos Não-Tripulados (VANTs) utilizados ao longo deste trabalho. Inicialmente apresentam-se os sistemas de coordenadas que são utilizados para se descreverem as missões na Seção 2.1. Em seguida, na Seção 2.2, apresentam-se sucintamente as características da aeronave utilizada neste trabalho, o helicóptero. Uma visão geral dos conceitos de Pilotagem, Guiamento e Navegação é introduzida na Seção 2.3. As missões de VANTs propriamente ditas, com a descrição das suas diversas fases, dos modos de voo e do plano de voo, são tratadas na Seção 2.4. As condições internas e externas que delineiam o contexto operacional de uma missão de VANT são tratadas na Seção 2.5. O problema do planejamento e controle de missões de VANTs propriamente dito é então tratado na Seção 2.6. A Seção 2.7 apresenta, de forma geral, diversas abordagens que se utilizam de ferramentas computacionais e métodos científicos para o planejamento e controle de missões de VANTs. A abordagem para o planejamento e controle de missões de VANTs utilizando-se de autômatos híbridos e verificação formal introduzida por SEIBEL (2000), na qual este trabalho está inserido, é tratada na Seção 2.8. Por fim, na Seção 2.9, são elencadas as hipóteses simplificadoras para a abordagem do presente trabalho.

### 2.1 SISTEMAS DE COORDENADAS

Três sistemas de coordenadas são utilizados para descrever a posição de uma aeronave e dos objetos no universo de operações de uma missão.

O *sistema de coordenadas geodéticas* é utilizado para especificar a posição de objetos de interesse para o cumprimento dos objetivos da missão, tais como rodovias, estradas e aeroportos (SEIBEL, 2000). Nesse sistema de coordenadas, especifica-se um ponto em relação à superfície da Terra, sendo esta aproximada por um elipsóide (SEIBEL, 2000).

O elipsóide de aproximação da superfície da Terra é tal que seu eixo de rotação coincide com o do globo terrestre, seu centro coincide com o centro de massa da Terra e sua forma busca minimizar as diferenças entre o vetor gravidade terrestre e a normal ao elipsóide. Existem diversos elipsóides de aproximação, sendo o mais usado conhecido

por *WGS-84* (*World Geodetic System 1984*) (OLIVEIRA, 1993).

Assim, um ponto é especificado no sistema de coordenadas geodéticas segundo as coordenadas esféricas da normal ao elipsóide de referência, vide Figura 2.1. A latitude  $\Psi$  é o ângulo formado entre a normal ao elipsóide no ponto e o plano do equador. A longitude  $\Theta$  é o ângulo formado entre o meridiano de Greenwich e o meridiano que passa no ponto de interesse. A altitude  $H$  é medida em relação à superfície do elipsóide de referência.

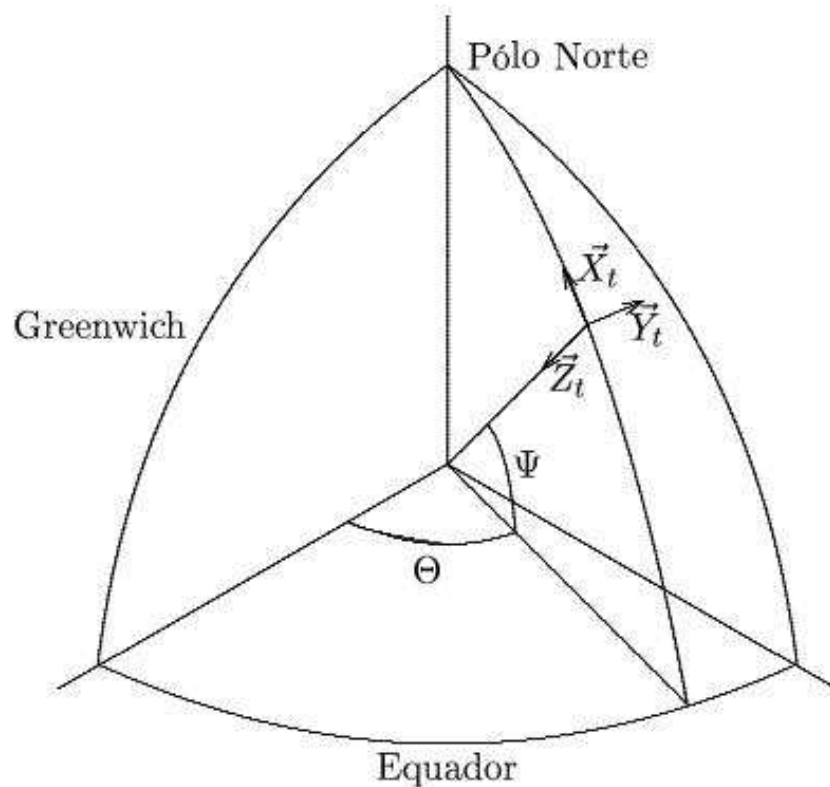


FIG. 2.1: Sistemas de Coordenadas Geodéticas e Plano Tangente (SEIBEL, 2000).

O *sistema de coordenadas plano tangente* é normalmente utilizado para representar os problemas de referência da posição da aeronave em relação ao seu ponto de lançamento ou recolhimento (SEIBEL, 2000). Trata-se de um sistema de coordenadas cartesiano que utiliza distâncias lineares em relação a um ponto de referência para especificar a posição de um ponto de interesse (SEIBEL, 2000).

A Figura 2.1 ilustra os eixos coordenados para o sistema plano tangente (SEIBEL, 2000). O eixo  $X_t$  do sistema de coordenadas plano tangente coincide com o meridiano que passa pela origem escolhida e é positivo no sentido norte. O eixo  $Y_t$  coincide com o paralelo que passa pela origem escolhida e é positivo no sentido leste. O eixo  $Z_t$  é

perpendicular ao plano formado por  $X_t$  e  $Y_t$ , sendo positivo para baixo, a fim de atender à regra da mão direita.

A utilização do sistema de coordenadas plano tangente permite simplificar a representação dos problemas de navegação por utilização da geometria plana no lugar da geometria esférica. A aproximação da superfície elipsoidal da terra por um plano tangente a um ponto de referência é sempre possível quando o raio operacional da aeronave é muito menor que o raio do globo terrestre (KAYTON, 1969).

O sistema de coordenadas rigidamente acoplado ao corpo da aeronave é utilizado para especificar a orientação espacial da aeronave (SEIBEL, 2000). Trata-se de um sistema cartesiano cuja origem normalmente coincide com o centro de massa da aeronave.

No sistema de coordenadas rigidamente acoplado ao corpo da aeronave, o *eixo longitudinal*  $X_a$  aponta para a frente da aeronave, o *eixo lateral*  $Y_a$  aponta para a direita e o *eixo vertical*  $Z_a$  é perpendicular ao plano formado pelos eixos  $X_a$  e  $Y_a$  e aponta para baixo, vide Figura 2.2.

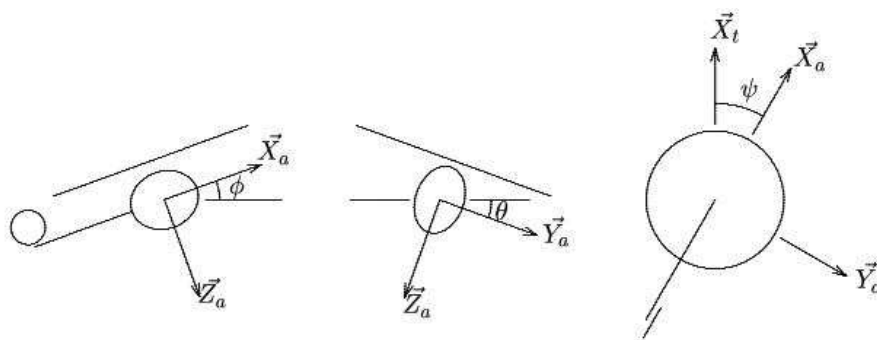


FIG. 2.2: Sistema de Coordenadas Rigidamente Acoplado à Aeronave (SEIBEL, 2000).

O ângulo formado entre o eixo  $X_a$  e a horizontal é denominado ângulo de arfagem,  $\phi$  na Figura 2.2, o ângulo formado entre o eixo  $Y_a$  e a horizontal é denominado ângulo de rolagem,  $\theta$ , e o ângulo entre o eixo longitudinal da aeronave,  $X_a$ , e o norte geográfico, coincidente com o eixo  $X_t$ , é denominado rumo da aeronave,  $\psi$ .

Regras de conversão entre os diversos sistemas de coordenadas são definidas e não está no escopo deste trabalho apresentá-las. Remete-se o leitor interessado a (FARREL, 1976) e (KELLY, 1969), por exemplo.

## 2.2 HELICÓPTEROS

Esta seção destina-se a descrever sucintamente o *helicóptero* que é o tipo de aeronave tratado neste trabalho (SCHLÜTER, 1981; PROUTY, 1990).



Um helicóptero é uma aeronave de pouso e decolagem vertical que utiliza um conjunto de aerofólios (asas ou pás) rotativos, para obtenção das suas forças de sustentação e controle. A Figura 2.3 ilustra um helicóptero de pequeno porte.



FIG. 2.3: Helicóptero Nova Cuatro S3212.

Um *rotor principal*, constituído de duas ou mais pás, é responsável por fornecer a sustentação à aeronave, além de servir como principal forma de controle. Normalmente, o rotor principal é operado em regime de rotação constante e acionado diretamente pelo motor da aeronave.

Um *rotor de cauda* é utilizado para contrabalançar os efeitos de reação da fuselagem ao movimento de rotação das pás do rotor principal. É geralmente acionado por intermédio de um eixo ou correia dentada derivada do rotor principal.

*Estabilizadores vertical e horizontal* proveem estabilidade adicional durante o voo em frente.

Ao contrário das aeronaves de asas fixas, um helicóptero é capaz de voar não apenas à frente, mas permanecer imóvel no ar, voar lateralmente ou para trás, voar verticalmente e rotacionar em torno do seu eixo vertical.

Todo movimento executado por um helicóptero resulta do balanceamento de forças e momentos. Um helicóptero apresenta *seis graus de liberdade*, referenciados ao sistema de coordenadas rigidamente acoplado ao seu corpo, Figura 2.4, a saber:

- Movimento longitudinal: translação ao longo do eixo X;
- Movimento lateral: translação ao longo do eixo Y;
- Movimento vertical: translação ao longo do eixo Z;

- Rolagem: rotação em torno do eixo X;
- Arfagem: rotação em torno do eixo Y; e
- Guinada: rotação em torno do eixo Z.

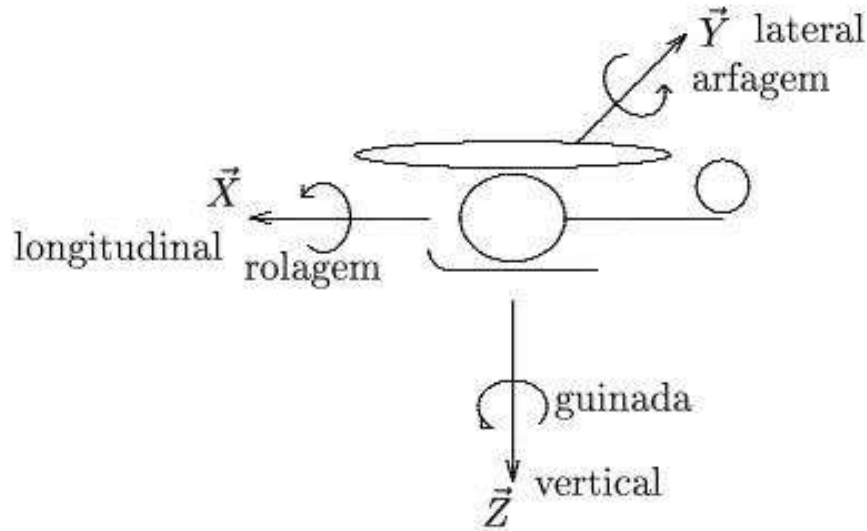


FIG. 2.4: Movimentos de translação e rotação de um helicóptero (SEIBEL, 2000).

A seguir descreve-se sucintamente como são obtidos os movimentos vertical, horizontal (combinação de longitudinal e lateral) e de guinada (SEIBEL, 2000). A descrição vai tratar cada movimento isoladamente, ressaltando o efeito principal do balanço de forças. Não se consideram os diversos acoplamentos existentes.

O pouso e a decolagem são manobras efetuadas ao longo do eixo vertical, e dependem da relação entre o peso da aeronave e a força de sustentação. A variação da força de sustentação é obtida pela variação simultânea ou coletiva do ângulo de ataque das pás do rotor principal (SEIBEL, 2000).

O deslocamento no plano horizontal é conseguido pela variação do ângulo de ataque das pás do rotor principal de forma cíclica ao longo de uma rotação do rotor. Essa ação equivale a inclinar o rotor principal e, conseqüentemente, a direção da força por ele desenvolvida. A componente vertical desta força é a responsável pela sustentação do helicóptero, enquanto a componente horizontal é utilizada para deslocar a aeronave no sentido desejado.

O movimento de guinada não necessariamente corresponde à alteração da direção de movimento da fuselagem. O rotor principal gira em um sentido fixo e determinado,

horário nos modelos europeus e anti-horário nos modelos americanos (SEIBEL, 2000). A fuselagem da aeronave reage a esta rotação, tendendo a girar no sentido oposto ao do rotor principal. O rotor de cauda é utilizado para gerar um torque compensador. A variação do ângulo de ataque das pás do rotor de cauda altera a intensidade deste torque compensador. Assim, pode-se fazer o movimento de guinada desejado, por variação do torque compensador do rotor de cauda.

### 2.3 PILOTAGEM, GUIAMENTO E NAVEGAÇÃO

A Figura 2.5 ilustra os conceitos de pilotagem, guiamento e navegação (SEIBEL, 2000). A *navegação* diz respeito ao conjunto de algoritmos capaz de fornecer a posição, a altitude e as velocidades lineares e angulares da aeronave com respeito a um sistema de coordenadas de referência (LIN, 1991). O *guiamento* é a técnica de controle da posição do centro de massa da aeronave, e a *pilotagem* é a técnica de controle da atitude da aeronave em torno do seu centro de massa (FILHO, 1998).

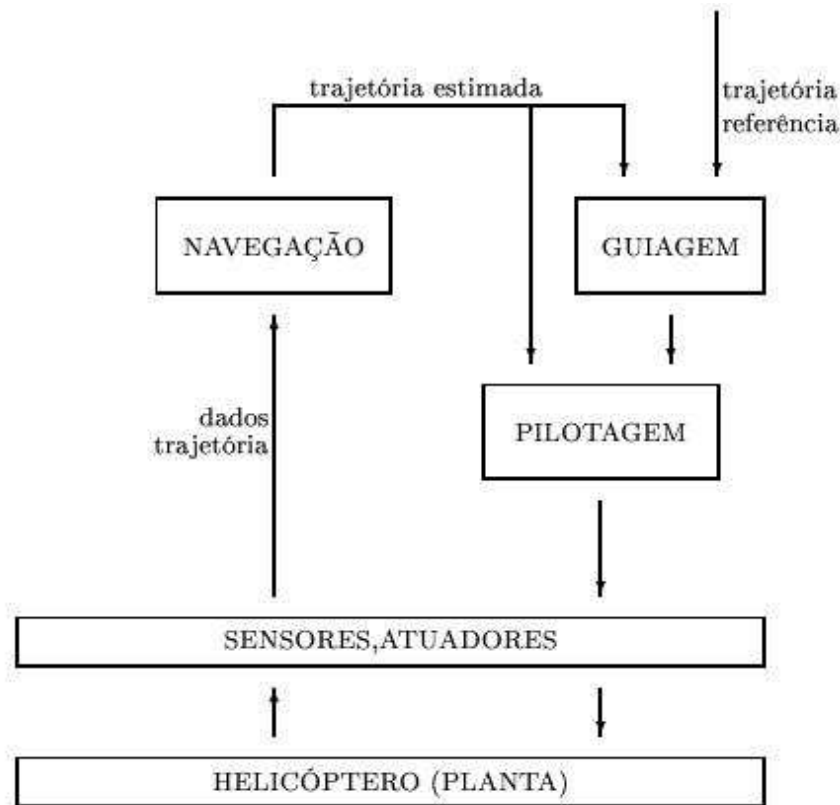


FIG. 2.5: Pilotagem, guiamento e navegação (SEIBEL, 2000).

Em uma aeronave não tripulada, um conjunto de controladores de baixo nível é responsável pelas funções combinadas de guiamento e pilotagem, agindo sobre as superfícies

aerodinâmicas e sobre o motor da aeronave.

Por exemplo, no caso de um helicóptero (SEIBEL, 2000), são utilizados alguns controladores para a função de guiamento e pilotagem:

- *Controladores Longitudinal e Lateral*: cuidam do movimento horizontal do helicóptero a medida que variam as componentes cíclicas do passo do rotor principal.
- *Controlador de Altitude*: cuida da posição vertical do helicóptero por atuação na variação da componente coletiva do passo do rotor principal.
- *Controlador de Rumo*: controla o rumo da aeronave por atuação conjunta do passo do rotor de cauda e do ângulo de rolagem.
- *Controlador de Rotação*: comanda a variação do torque no motor a fim de manter a rotação dos motores principal e de cauda constantes.

Neste trabalho considera-se que a estratégia de guiagem é do tipo *line-of-sight strategy* (estratégia da linha de visada) na qual o movimento do veículo é restrito a um plano horizontal e o mesmo desloca-se à frente com velocidade constante (BLAKELOCK, 1991). Neste sistema, o papel do guiamento consiste em determinar comandos de referência para manter o eixo longitudinal do veículo apontado para o ponto de referência imaginário, localizado sobre a trajetória de referência ou especificado na forma de um ponto de passagem (BLAKELOCK, 1991).

## 2.4 MISSÕES DE VANTS

O termo *missão* descreve a operação da aeronave em uma certa região durante um período restrito de tempo visando cumprir o dito *objetivo da missão*. Exemplos de objetivos da missão são: inspecionar um trecho de rodovia, monitorar uma fronteira etc.

Duas características são associadas ao objetivo da missão: o *custo* associado ao cumprimento do objetivo, que engloba, pelo menos, o custo operacional do VANT e o custo da sua perda durante a execução, e o *benefício* resultante do cumprimento dos objetivos da missão, que é algo subjetivo e dependente de quem demanda a execução da missão.

A *doutrina da missão* é o conjunto de regras que descreve a filosofia de operação da aeronave em uma determinada missão (SEIBEL, 2000). Doutrinas prescrevem o comportamento a ser exibido pelo conjunto operador-aeronave. Por exemplo, uma *doutrina de*

*preservação* do equipamento optará por abortar a missão em caso de anomalias, enquanto uma *doutrina de sacrifício* permitirá esgotar o combustível para poder atingir o objetivo da missão.

Uma missão corresponde a todas as atividades necessárias à utilização da aeronave para cumprir o objetivo associado, que são normalmente agrupadas nas *fases* descritas a seguir (ARMY, 1974):

- *Inicialização*: inclui todas as atividades executadas no solo antes do voo propriamente dito, incluindo desembalagem, montagem, inspeção inicial, energização, verificação funcional dos diferentes sistemas, partida e pré-aquecimento do motor.
- *Decolagem e Ascensão*: corresponde às manobras de decolagem e de ascensão à altitude de cruzeiro, necessária para a execução das fases seguintes.
- *Deslocamento*: corresponde à condução da aeronave das proximidades do ponto de lançamento até um ponto determinado pelos objetivos da missão.
- *Execução*: compreende o conjunto de atividades associadas ao cumprimento dos objetivos da missão. Nesta fase são realizadas as manobras para posicionar a carga útil transportada pela aeronave (*payload*) de acordo com os objetivos da missão, e a operação da carga útil propriamente dita.
- *Retorno*: condução da aeronave do ponto onde os objetivos da missão foram cumpridos, ou abandonados, até as proximidades do ponto de recolhimento, geralmente coincidente com o ponto de lançamento.
- *Descida e Pouso*: corresponde ao recolhimento da aeronave, incluindo as manobras de perda de altitude e de pouso.
- *Finalização*: compreende o desligamento do motor, de-energização dos diferentes subsistemas, inspeção visual da aeronave, desmontagem e acondicionamento para transporte.

A Figura 2.6 ilustra as diversas fases de uma missão de um VANT.

O *plano de voo* define a sequência de manobras a serem executadas pela aeronave durante a missão. Um plano de voo é constituído por diversas *etapas*, especificadas normalmente de duas maneiras distintas (SEIBEL, 2000):



FIG. 2.6: Missão de um VANT (GOMES, 2008).

- pelas coordenadas de dois pontos de passagem (*waypoints*) e pela velocidade com a qual a aeronave deve se deslocar entre estes pontos. Etapas especificadas desta forma são consideradas completas tão logo o segundo ponto de passagem seja atingido.
- por um ponto de passagem inicial, uma velocidade de deslocamento, um rumo e uma duração. Etapas especificadas desta maneira são consideradas completas quando o tempo especificado na duração da mesma se expira.

Normalmente, na especificação do plano de voo, associa-se uma *janela de tempo* a cada ponto de passagem, a indicar em que intervalo do tempo total da missão o VANT deve passar pelo referido ponto.

Um *plano de voo parametrizado* é aquele em que se especificam as etapas e a sequência em que as mesmas são executadas. As condições que determinam a transição de uma etapa para a próxima são especificadas por parâmetros a serem determinados. Na instanciação de um plano de voo, os parâmetros de um plano de voo parametrizado são substituídos por valores que satisfaçam aos requisitos especificados (SEIBEL, 2000).

Em missões de longa duração, o plano de voo pode vir a ser alterado para se cumprirem novos objetivos, atualizados em relação aos originalmente pretendidos. Assim, a *reprogramação da missão* corresponde ao abandono do plano de voo atual e à construção de um novo plano de voo para substituir a parte ainda não executada do plano abandonado.

Durante qualquer uma das fases da missão, opera-se a aeronave em um de dois modos distintos:

- No *modo pré-programado*, a aeronave executa autonomamente um plano de voo previamente estabelecido. É utilizado quando o plano de voo da aeronave é ditado tão somente pelos objetivos da missão a ser cumprida.
- No *modo interativo*, o operador define, em tempo real, a trajetória a seguir. É utilizado quando as manobras a serem executadas dependem de informações coletadas durante a execução do voo.

Frequentemente as aeronaves são operadas de modo híbrido, isto é, um plano de voo pré-programado é usado para levar a aeronave a uma área de interesse e, então, o operador utiliza o modo interativo para cumprir os objetivos da missão.

## 2.5 CONTEXTO OPERACIONAL DA MISSÃO

O *contexto operacional da missão* compreende as *condições internas* de execução, que dependem da aeronave escolhida, e as *condições externas* de execução, que dizem respeito ao local e ao momento em que a missão será executada (SEIBEL, 2000).

### 2.5.1 CONDIÇÕES INTERNAS

Cada aeronave possui um conjunto de características que precisam ser consideradas no planejamento da missão, tipicamente (SEIBEL, 2000):

- as velocidades que pode ser operada;
- o consumo de combustível para cada velocidade;
- a capacidade de combustível armazenado a bordo; e
- o consumo e a capacidade das fontes de energia elétrica para os equipamentos embarcados.

A execução de uma missão implica a utilização de recursos limitados, normalmente o combustível e a energia elétrica. Outro exemplo é o nitrogênio líquido utilizado em sensores FLIR (*Forward Looking Infra-Red imaging sensor*).

### 2.5.1.1 COMBUSTÍVEL

São aqui tratados aspectos do consumo de combustível para uma aeronave de asas rotativas.

O *consumo específico de combustível*  $s$ , medido em gramas por segundo, depende de diversos fatores, prioritariamente da velocidade da aeronave em relação ao vento e da massa da aeronave. Também depende da altitude de operação e das condições de temperatura e pressão atmosférica, não tratados aqui.

Denotando a quantidade de combustível inicial por  $f_0$ , em gramas, e a quantidade de combustível atual por  $f$ , também em gramas, tem-se que  $f = f_0 - \int_0^t s d\tau$ .

A Figura 2.7 ilustra uma curva típica de variação do consumo específico de combustível  $s$  em função da velocidade desenvolvida pela aeronave em relação ao vento  $v$ , em metros por segundo, para uma dada massa (PROUTY, 1990). Observar que trata-se de uma família de curvas parametrizadas pela massa da aeronave.

Na Figura 2.7 identificam-se quatro pontos típicos onde a aeronave é operada (KEYS, 1979; PROUTY, 1985):

- No voo pairado (*hover*, ponto A da curva), a velocidade  $v_h$  é zero ou próxima de zero, visto que o voo pairado inclui todas as manobras executadas a baixa velocidade. Denota-se o consumo específico de combustível no voo pairado por  $s_h$ .
- No deslocamento à frente à velocidade mais econômica (*endurance speed*, ponto B da curva), a velocidade  $v_e$  permite maximizar o tempo que a aeronave permanece no ar para uma dada quantidade de combustível. Denota-se o consumo de combustível no voo à velocidade mais econômica por  $s_e$ .
- No deslocamento à frente à velocidade mais eficiente (*best range speed*, ponto C da curva), a velocidade  $v_r$  corresponde ao ponto de máxima derivada da curva e deslocamentos a esta velocidade permitem maximizar a distância percorrida, ou a área coberta, para uma dada quantidade de combustível. Denota-se o consumo específico de combustível no voo à velocidade mais eficiente por  $s_r$ .
- No deslocamento à frente à velocidade máxima (*maximal speed*, ponto D da curva, no limite do envelope operacional da aeronave), a velocidade  $v_m$  permite minimizar



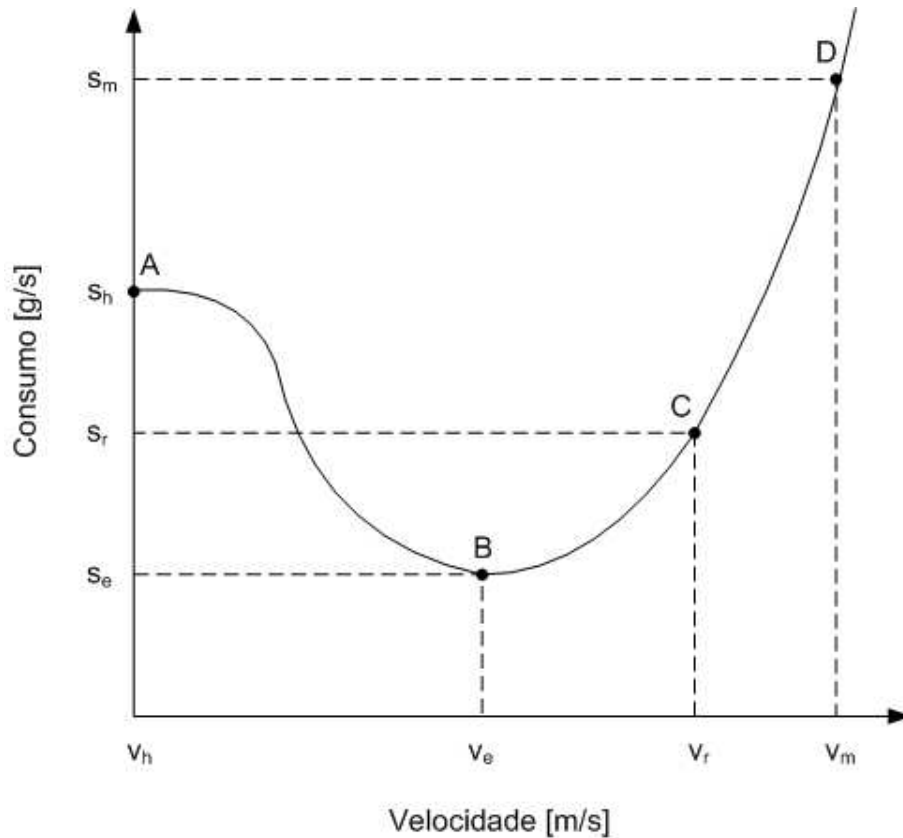


FIG. 2.7: Consumo específico de combustível em função da velocidade da aeronave (SEIBEL, 2000).

o tempo necessário para percorrer um dado trajeto. Denota-se o consumo específico de combustível à velocidade máxima por  $s_m$ .

Observa-se que, para a maioria das aeronaves,  $v_m > v_r > v_e > v_h$  e  $s_m > s_h > s_r > s_e$  (SEIBEL, 2000).

O alcance específico  $\dot{W}_f$ , em metros por grama de combustível, determina a influência da variação de massa decorrente do consumo de combustível no alcance da aeronave (SEIBEL, 2000). O incremento no alcance devido à redução de massa é  $dR = (V/\dot{W}_f)dW$ , em que  $V$  é a velocidade desenvolvida pela aeronave (em relação ao vento) e  $dW$  é a diminuição incremental de peso devida à perda de combustível (KEYS, 1979). A Figura 2.8 ilustra uma curva típica de alcance específico em função do peso bruto da aeronave.

O alcance total para uma dada quantidade de combustível é então  $R = \int_{W_2}^{W_1} (V/\dot{W}_f)dW$ , em que  $W_1$  é o peso bruto inicial da aeronave e  $W_2$  é o peso bruto da aeronave após ter consumido o combustível. Graficamente, o alcance corresponde à área sobre a curva de alcance específico em função do peso bruto da aeronave entre os pontos de peso bruto inicial  $W_1$  e final  $W_2$ .

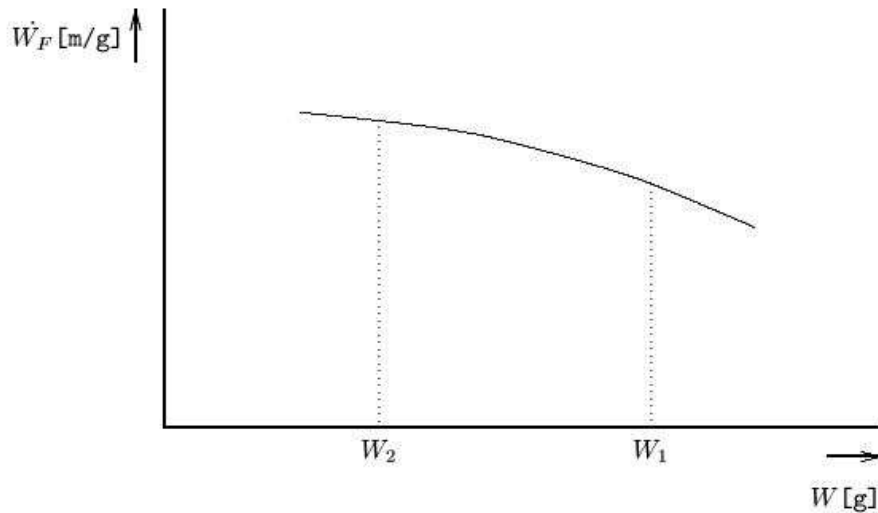


FIG. 2.8: Alcance específico em função do peso bruto da aeronave (SEIBEL, 2000).

### 2.5.1.2 ENERGIA ELÉTRICA

Os sistemas embarcados a bordo da aeronave necessitam de energia elétrica para o seu funcionamento. Tipicamente, tal energia é proveniente de duas fontes distintas, a saber, um alternador acoplado ao motor da aeronave e um acumulador de emergência (SEIBEL, 2000). O alternador funciona apenas quando o motor está na rotação nominal e, nessas condições parte da energia é utilizada para carregar o acumulador de emergência. Quando a rotação do motor da aeronave é insuficiente ou falha o alternador ou o circuito controlador de carga, a energia elétrica é fornecida pelo acumulador de emergência. No caso de uso prolongado do acumulador de emergência, algumas aeronaves são dotadas de um sistema de gerenciamento de energia que desliga os subsistemas seletivamente até um subconjunto essencial de equipamentos.

## 2.5.2 CONDIÇÕES EXTERNAS

As condições externas compreendem tipicamente: temporização da missão, condições meteorológicas, relevo e zonas de exclusão.

### 2.5.2.1 METEOROLOGIA

As condições meteorológicas no local e horário da missão devem ser consideradas no planejamento (SEIBEL, 2000). Há dois aspectos a serem considerados. É preciso inicialmente garantir que a aeronave possa voar nas condições meteorológicas presentes no local e horário da missão. Em caso de que a missão possa ser executada, a influência

de fatores climáticos como o vento e a chuva devem ser considerados no planejamento. No caso do vento, por exemplo, considera-se a sua intensidade, se é constante ou em rajadas etc.

#### 2.5.2.2 RELEVO

As elevações do terreno sobrevoado devem ser levadas em consideração durante o planejamento (SEIBEL, 2000). O relevo influi na determinação da altura de voo, pois deve-se garantir uma distância mínima do solo para todas as elevações sobrevoadas ao mesmo tempo que seja suficiente para o cumprimento dos objetivos da missão. O relevo também influi no enlace de comunicação entre a estação de base e a aeronave. Deve ser garantido um limite mínimo do nível de sinal de comunicação entre o VANT e a estação de base.

#### 2.5.2.3 ZONAS DE EXCLUSÃO

Zonas de exclusão são regiões onde a operação da aeronave não é permitida, podendo o ser de forma permanente ou temporária (SEIBEL, 2000). Exemplos de zonas de exclusão permanentes são os aeroportos, as aerovias e as zonas de alta periculosidade, como o espaço aéreo sobre os reatores nucleares e as refinarias de petróleo. Exemplos de zonas de exclusão temporárias são as áreas reservadas para exercícios militares ou as áreas sob controle de órgãos de controle de tráfego aéreo.

#### 2.5.3 REQUISITOS DE SEGURANÇA

O contexto operacional da missão define uma série de requisitos de segurança que são então incorporados no plano de voo, como descrito a seguir.

Todo plano de voo precisa satisfazer a *requisitos obrigatórios de segurança* (SEIBEL, 2000), em que se destacam:

- Não esgotamento de recursos tipo combustível e energia elétrica; e
- Operação dentro da área de cobertura do enlace de comunicação de comando e telemetria.

Considera-se que a violação dos requisitos obrigatórios acarreta a perda da aeronave.

Aumenta-se a segurança da operação por adição de *requisitos desejáveis de segurança* ao plano de voo (SEIBEL, 2000), donde se destacam:

- manutenção de distâncias mínimas em relação ao solo para todo terreno sobrevoado;
- pouso com reserva de combustível; e
- garantia de retorno ao ponto de lançamento usando recursos de emergência em caso de anomalias.

## 2.6 O PROBLEMA DE PLANEJAMENTO E CONTROLE DE MISSÕES

Devido à diversidade de missões possíveis de serem executadas por VANTs e devido à dificuldade de se quantificar os benefícios advindos do cumprimento dos objetivos de uma missão, o planejamento de missões é, atualmente, uma tarefa reservada ao ser humano.

Entretanto, partes importantes do processo de planejamento de missões podem ser automatizadas, ao se propiciar maior segurança de operação, melhor utilização dos recursos e menor custo operacional ao mesmo tempo que se preserva o poder de decisão do operador quanto aos benefícios e custos da missão.

Dados o objetivo e o contexto operacional da missão, o planejamento de missões tem por finalidade produzir um plano de voo que conduza à consecução dos objetivos da missão, ao mesmo tempo que satisfaz a um conjunto de requisitos de segurança. O plano de voo é um dos fatores a ser considerado no planejamento, ao mesmo tempo que é o resultado do planejamento efetuado.

O controle de missões tem por finalidade acompanhar o progresso do plano de voo, ajustando-o às condições encontradas quando de sua execução em consonância com a doutrina de utilização da aeronave. Para tanto, o controle de missão deve levar em conta o estado da aeronave, a ocorrência de eventos externos e o possível sucesso prematuro na consecução do objetivo da missão.

Deseja-se que a combinação de planejamento e controle da missão levem a aeronave, quando operando de forma autônoma, a exibir um comportamento caracterizado por:

- *conformidade com os objetivos da missão*, no sentido de que a execução do plano de voo corresponda à consecução dos objetivos da missão;
- *segurança ativa*, no sentido de garantir-se que o plano de voo não contenha instruções que conduzam a aeronave a estados perigosos; e
- *segurança passiva*, no sentido de que o plano de voo contenha alternativas que permitam conduzir a aeronave a um estado seguro se for impossível cumprir os objetivos da missão.

## 2.7 ABORDAGENS FORMAIS PARA O PLANEJAMENTO E CONTROLE DE MISSÕES DE VANTS

Ferramentas para o planejamento de missões de aeronaves tripuladas usadas para combate, patrulhamento e transporte foram desenvolvidas (CARPACCIO, 1994; ROCHE, 1996; HUGUES, 1991). Tais ferramentas buscam maximizar a eficiência do uso da aeronave e minimizar sua exposição a ações hostis. Algumas ferramentas, como a descrita em (HUGUES, 1991), objetivam ainda harmonizar a operação conjunta de aeronaves de diferentes características.

Ferramentas de análise de desempenho de VANTS foram desenvolvidas com o objetivo de examinar quais características da aeronave que mais influenciam o seu desempenho na realização de certos tipos de missão (SHEFFIELD, 1992). Tais ferramentas são utilizadas em estudos que precedem o desenvolvimento de novos veículos.

Estações de controle para VANTS destinam-se a apresentar informações ao operador, delegando a este a responsabilidade da tomada de decisões (D. WEILER; WATTS, 1993; FALIK, 1993). O uso crescente de VANTS pelas forças armadas dos Estados Unidos da América levou o Pentágono a financiar o desenvolvimento da *Tactical Unmanned Control Station*, que apresenta recursos para construção de planos de voo e permite a verificação de alguns parâmetros básicos como alcance e altitude.

Em (SEIBEL, 2000) apresentou-se uma metodologia formal para o planejamento e controle de missões de VANTS cuja finalidade é a construção de planos de voo que, quando executados autonomamente por uma aeronave não tripulada, satisfaçam critérios de conformidade com os objetivos da missão e robustez. Para isso, em (SEIBEL, 2000) propõe-se resolver o problema do planejamento e controle de missões por intermédio (i) da modelagem da aeronave, do seu ambiente de operações e dos recursos necessários à realização das missões; (ii) da verificação formal dos planos de voo, de forma a garantir a sua exequibilidade; e (iii) do controle reativo da missão, selecionando planos de voo alternativos adequados à situação em que se encontra a aeronave durante a realização da missão. O presente trabalho está inserido no contexto formal da abordagem de SEIBEL (2000) e a Seção 2.8 destina-se ao seu detalhamento.

## 2.8 ABORDAGEM POR AUTÔMATOS HÍBRIDOS

A proposta de SEIBEL (2000) é produzir planos de voo cujas conformidades com os objetivos da missão e com a segurança, ativa e passiva, possam ser formalmente

garantidas. Para tanto foram utilizadas duas técnicas:

- *Planejamento formal*: a conformidade com os objetivos da missão e a segurança ativa são garantidas durante o planejamento da missão utilizando um método formal para verificar se um dado plano de voo satisfaz a um conjunto de requisitos de segurança comum a todos os planos de voo, tais como, garantia de não esgotamento de combustível, não invasão de zonas de exclusão e manutenção de distâncias mínimas ao solo durante todas as etapas de voo.
- *Controle reativo*: A segurança passiva é garantida pela inclusão no plano de voo, durante a fase de planejamento, de comportamentos alternativos para todas as situações previsíveis de serem enfrentadas durante a missão. Durante a execução da missão, um controlador de voo a bordo selecionará o plano alternativo mais apropriado em função do progresso da missão, do ambiente no qual a aeronave está operando e do estado interno da mesma.

Em (SEIBEL, 2000) consideram-se os fatores que precisam ser levados em conta no planejamento de missões de VANTs na perspectiva dos sistemas híbridos. Um sistema híbrido é um sistema dinâmico que possui simultaneamente dinâmicas contínuas e a eventos discretos que interagem entre si na sua evolução. No caso do planejamento de missões de VANTs, fazem parte da dinâmica contínua: a posição da aeronave, a quantidade de combustível restante a bordo e a carga do acumulador de emergência. Por outro lado, as diversas etapas do plano de voo e as sucessivas transições entre as mesmas fazem parte da dinâmica discreta. Tanto em (SEIBEL, 2000) quanto em (COSTA, 2008a) e no presente trabalho, a forma de representação de um sistema híbrido adotada foi o autômato híbrido (ALUR, 1993; X. NICOLLIN, 1993; ALUR, 1994), que se mostra particularmente adequada para a verificação formal.

A metodologia proposta por SEIBEL (2000) consiste em duas fases distintas, a saber, a *elaboração do plano de voo*, realizada antes da execução da missão, e a *interpretação do plano de voo* elaborado, realizada em tempo real durante a execução da missão.

A Figura 2.9 ilustra a etapa de elaboração do plano de voo. Nesta etapa autômatos híbridos são utilizados para modelar o plano de voo a ser executado pela aeronave, o contexto operacional da missão e os requisitos de segurança aplicáveis para a missão. O resultado dessa etapa é um plano de voo primário, que contém um único encadeamento de etapas de voo que reflete o plano inicial do operador para consecução dos objetivos da missão. O plano de voo primário é então aumentado de um conjunto de planos de voos

alternativos destinados a contemplar faltas antecipadas, sucesso prematuro e diferentes doutrinas de missão. O plano de voo resultante é denominado plano de voo completo, e contém múltiplas alternativas para pelo menos uma de suas etapas, e conseqüentemente, mais de um possível encadeamento das mesmas. Modela-se o plano de voo completo por um autômato híbrido  $\mathcal{H}$ , denominado autômato modelador da missão. O modelo resultante é então utilizado para verificar a satisfação dos requisitos de segurança previamente estabelecidos, para assim validar o plano de voo proposto para a missão.

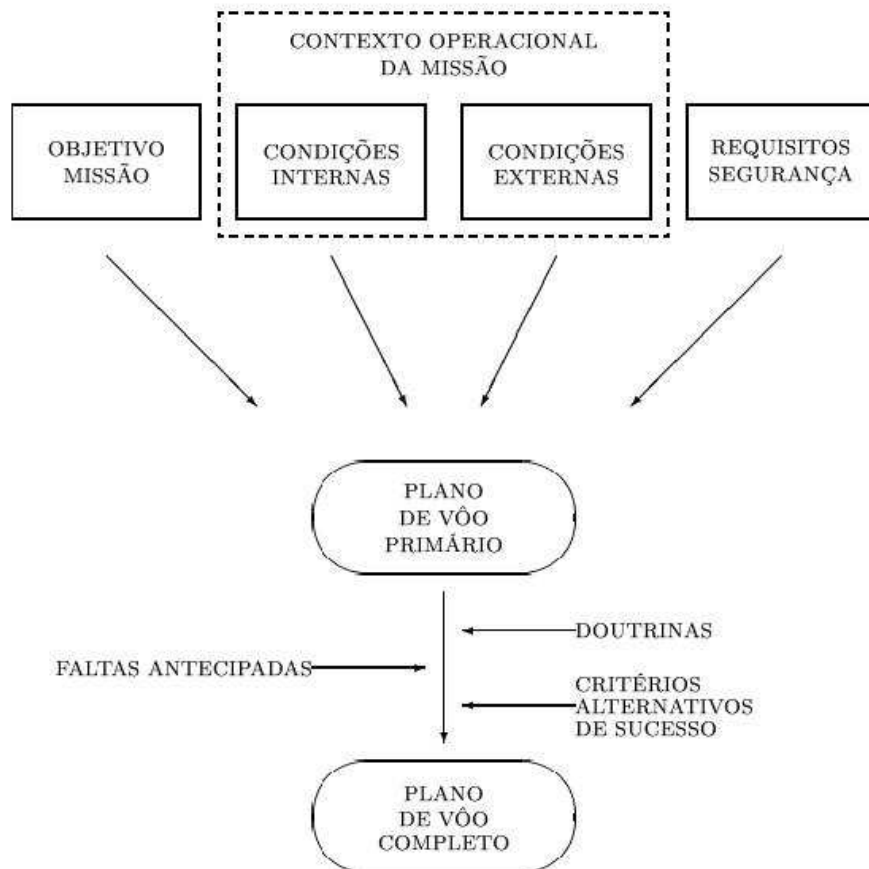


FIG. 2.9: Elaboração de um plano de voo completo (SEIBEL, 2000).

Para a execução da missão, converte-se o autômato híbrido  $\mathcal{H}$  num autômato de estados finitos  $H$ , apropriado para carga no controlador de voo da aeronave e posterior interpretação. Durante a execução da missão, o controlador de voo interpreta o plano de voo armazenado a bordo e produz eventos e valores de referência para os módulos de guiagem e pilotagem da aeronave em reação a eventos externos, mudanças no estado interno da aeronave e eventuais alterações de doutrina da missão. A Figura 2.10 ilustra a fase de interpretação dos planos de voo.

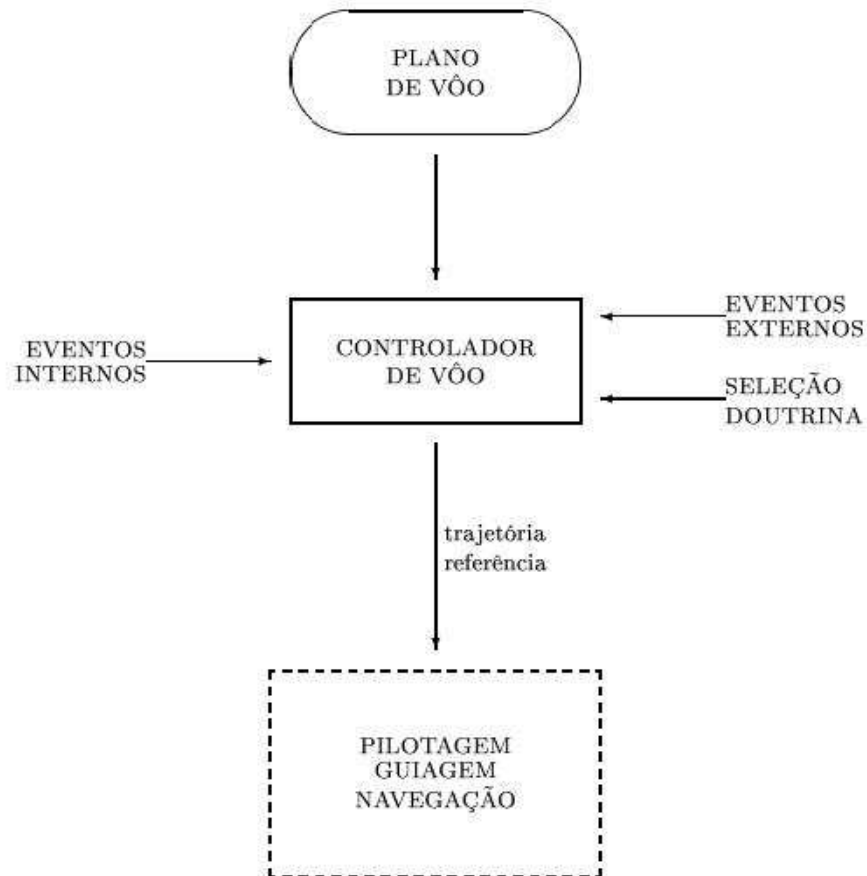


FIG. 2.10: Interpretação de um plano de voo (SEIBEL, 2000).

## 2.9 HIPÓTESES SIMPLIFICADORAS

Como é visto no Capítulo 3, os algoritmos hoje existentes permitem a verificação simbólica eficiente de autômatos híbridos lineares, em que as dinâmicas contínuas são do tipo linear ( $\dot{x} = k$ ), e autômatos híbridos afins por partes, em que as dinâmicas contínuas são do tipo afim ( $\dot{x} = Ax + b$ ). Assim, como em SEIBEL (2000), adotam-se algumas hipóteses simplificadoras a fim de conformar a abordagem ao estado da arte dos recursos computacionais existentes no momento.

- *Utilização do sistema de coordenadas plano tangente.* O sistema de coordenadas plano tangente é um sistema cartesiano que permite resolver os problemas de navegação utilizando a geometria plana no lugar da geometria esférica. Considera-se que o erro induzido pela aproximação da superfície terrestre por um plano é desprezível para o raio operacional dos VANTs tratados.
- *Operação da aeronave apenas a velocidades pré-determinadas.* No caso do VANT de asa rotativa tratam-se das velocidades mais econômica, mais eficiente, máxima e



de voo pairado. Isso permite que a dinâmica seja descrita por equações diferenciais de primeira ordem.

- *Operação da aeronave em altitudes comparativamente baixas*, geralmente a menos de 500 metros acima do nível do solo. A operação a baixas altitudes permite desprezar a variação do consumo específico de combustível com a altitude.
- *Desconsideração dos períodos de transição entre uma etapa e outra*, por ser uma duração muito inferior à duração das etapas propriamente ditas.
- *Aproximação das regiões de cobertura do enlace de comunicação, das zonas de exclusão e das elevações do terreno com resolução satisfatória pela união de regiões definidas por um conjunto de desigualdades lineares.*
- *A linearização da variação do consumo específico de combustível com a massa da aeronave.*

## 2.10 RESUMO DO CAPÍTULO

O presente capítulo apresenta a problemática relativa ao planejamento e controle de Missões de VANTs, trazendo à tona a abordagem em SEIBEL (2000), em que se utilizam autômatos híbridos e verificação formal para realizar um planejamento formalmente correto e eficiente.

Os próximos capítulos destinam-se a apresentar os autômatos híbridos propriamente ditos, com as suas propriedades, e a Teoria de Controle Supervisório de Sistemas Híbridos, método formal que é introduzido na abordagem original de SEIBEL (2000) neste trabalho.

### 3 CONTROLE SUPERVISÓRIO DE SISTEMAS DINÂMICOS HÍBRIDOS

O presente capítulo destina-se a fornecer o principal embasamento teórico para esse trabalho. Na Seção 3.1 são apresentados os fundamentos de autômatos e linguagens necessários para o entendimento do trabalho. Na seção 3.2 apresenta-se o modelo de base para um sistema híbrido neste trabalho: o autômato híbrido. Na seção 3.3 introduz-se o autômato condição/evento, que destina-se a capturar o comportamento puramente discreto de um autômato híbrido. Na seção 3.4 são tratados os métodos de alcançabilidade direta e indireta para conjuntos de estados de autômatos híbridos, técnicas que serão utilizadas para construção de autômatos condição/evento que aproximem o comportamento discreto de um autômato híbrido. Por fim, na seção 3.5, é apresentada a teoria de controle supervisório para sistemas híbridos propriamente dita.

#### 3.1 CONCEITOS PRELIMINARES DE LINGUAGENS FORMAIS E AUTÔMATOS

Nesta seção, apresentam-se alguns conceitos básicos relacionados às linguagens formais e autômatos (CASSANDRAS, 1999; HOPCROFT, 1979).

Um *alfabeto* é um conjunto finito e não vazio de símbolos. Uma palavra<sup>1</sup> finita sobre um alfabeto  $\Sigma$  é qualquer justaposição de um número finito de símbolos em  $\Sigma$ . O *comprimento* de uma palavra  $s$ , denotado por  $|s|$ , é o número de símbolos que a compõe. A *palavra vazia*, denotada pela letra grega  $\epsilon$ , é a palavra de comprimento nulo. Define-se  $\Sigma^+$  o conjunto de todas as palavras de comprimento finito e não nulo sobre o alfabeto  $\Sigma$ . Também define-se  $\Sigma^* = \Sigma^+ \cup \{\epsilon\}$ , o conjunto  $\Sigma^+$  acrescido da palavra vazia.

A *concatenação* de duas palavras  $s$  e  $s'$  sobre o alfabeto  $\Sigma$ , denotada  $s \circ s' = \sigma_1 \dots \sigma_k \circ \sigma_{k+1} \dots \sigma_{k+n}$ , em que  $s = \sigma_1 \dots \sigma_k$  e  $s' = \sigma_{k+1} \dots \sigma_{k+n}$ . Um *prefixo* de uma palavra  $s \in \Sigma^*$  é qualquer palavra  $t \in \Sigma^*$  tal que, concatenada com outra palavra  $u \in \Sigma^+$ , forma a palavra  $s$ , isto é,  $s = t \circ u$ .

Dado um alfabeto  $\Sigma$ , qualquer subconjunto de  $\Sigma^*$  é uma *linguagem* sobre  $\Sigma$ . O *prefixo-fechamento* de uma linguagem  $L$  sobre o alfabeto  $\Sigma$ , denotado  $\bar{L}$ , é o conjunto de todos os prefixos de palavras em  $L$ , isto é,

$$\bar{L} = \{t \in \Sigma^* : (\exists s \in L)t \leq s\}$$

---

<sup>1</sup>Também chamada de cadeia ou sequência

Uma linguagem  $L$  é dita *prefixo-fechada* se  $L = \bar{L}$

Um *autômato finito determinista* é uma quintupla  $G = (\Sigma, Q, \delta, q_0, Q_m)$ , onde:

- $Q$  é um conjunto finito de *estados*;
- $\Sigma$  é um alfabeto;
- $\delta : Q \times \Sigma \rightarrow$  é a *função de transição*, parcial, a significar que não há necessidade da função ser definida para todo elemento de  $\Sigma$  para todo estado de  $Q$ ;
- $q_0$  é o *estado inicial* do autômato, com  $q_0 \in Q$ ; e
- $Q_m$  é o conjunto de *estados marcados* <sup>2</sup>, com  $Q_m \subset Q$ .

Referenciar-se-á um autômato finito determinista simplesmente por *autômato* quando o contexto não exigir a distinção.

Define-se uma *transição* do autômato  $G = (\Sigma, Q, \delta, q_0, Q_m)$  por uma tripla  $(q, \sigma, q') \in Q \times \Sigma \times Q$  onde  $q' = \delta(q, \sigma)$ . Numa transição  $(q, \sigma, q')$ ,  $q$  é o estado de origem,  $q'$  é o *estado de destino* e  $\sigma$  é a *etiqueta* da transição (WONHAM, 2007).

Um autômato  $G = (\Sigma, Q, \delta, q_0, Q_m)$  pode ser visto como um dispositivo que, inicialmente no estado  $q_0$ , lá permanece até a ocorrência de um símbolo que dispara uma transição definida para  $q_0$  até um novo estado. O processo continua baseado nas transições definidas em  $\delta$ .

Estende-se a função de transição  $\delta$  para palavras sobre  $\Sigma$ , denotada  $\hat{\delta} : Q \times \Sigma^* \rightarrow Q$ , pela forma recursiva  $\hat{\delta}(q, \epsilon) = q$  e

$$\hat{\delta}(q, s\sigma) = \delta(\hat{\delta}(q, s), \sigma)$$

para  $q \in Q$ ,  $\sigma \in \Sigma$ ,  $s \in \Sigma^*$  e sempre que  $q' = \hat{\delta}(q_0, s)$  e  $\delta(q', \sigma)$  estejam definidos.

Na literatura tradicional do controle supervisorio de SEDs associam-se duas linguagens a um autômato  $G = (\Sigma, Q, \delta, q_0, Q_m)$ , a saber, a *linguagem gerada*  $L(G) \subseteq \Sigma^*$ , definida por

$$L(G) = \{s \in \Sigma^* : \hat{\delta}(q_0, s) \text{ definida}\}$$

e a *linguagem marcada*  $L_m(G) \subset L(G)$ , definida por

$$L_m(G) = \{s \in L(G) : \hat{\delta}(q_0, s) \in Q_m\}$$

A linguagem gerada representa todas as palavras que podem ser seguidas pelo autômato, partindo do estado inicial, enquanto que, a linguagem marcada representa todas as

---

<sup>2</sup>Também referenciados por estados finais

palavras que, partindo do estado inicial, levam o autômato a um estado marcado.  $L(G)$  é prefixo-fechada e normalmente  $\overline{L_m(G)} \subset L(G)$ . Quando  $\overline{L_m(G)} = L(G)$  diz-se que o autômato é *não bloqueante*.

### 3.2 AUTÔMATO HÍBRIDO

*Sistemas (dinâmicos) Híbridos* (SHs) são sistemas que possuem simultaneamente dinâmicas contínuas e a eventos discretos que evoluem e interagem entre si (CASSANDRAS, 1999). Existem diversas formas de modelagem para sistemas híbridos, não havendo paradigmas, como no caso dos sistemas contínuos. Neste trabalho, o modelo adotado para um SH é o autômato híbrido (HENZINGER, 1996), apresentado a seguir.

Um *Autômato Híbrido* (AH) é normalmente representado por uma 10-tupla  $\mathcal{H} = (X, U, V, F, I, E, G, J, L, S_0)$ , veja Figura 3.1, em que:

- $x \in \mathbb{R}^n$ : espaço de estados contínuos. Representam as variáveis contínuas do sistema, tais como temperatura, pressão, velocidade, posição, etc.
- $U$ : conjunto de locais (condições, modos, estados discretos).
- $V$ : conjunto de etiquetas de evento, que são associadas às transições do AH.
- $F$ : função que atribui a cada local  $u \in U$  um campo vetorial  $f_u(\cdot)$  sobre  $X$ . Representa a *atividade* no local ou *dinâmica* no local. Exemplos:  $\dot{x} = 1$  representa a *dinâmica clock* ou *relógio*;  $\dot{x} = k$ , em que  $k$  é uma constante real, representa a *dinâmica de um relógio multi-taxa*;  $\dot{x} = Ax$ , *dinâmica linear*;  $\dot{x} = Ax + b$ , *dinâmica afim*;  $\dot{x} \in [a, b]$  ou  $a \leq \dot{x} \leq b$  *inclusão diferencial*, veja Figura 3.2
- $I : U \rightarrow 2^X$ : função  $I(u) \subset X$  que atribui a cada local  $u \in U$  um *invariante*  $I(u)$ , uma condição de validade da variável contínua no local. Exemplos de invariantes  $I(u)$  podem ser  $I(u) = \{(x, y) | x^2 + y^2 \leq 1\}$  (círculo de raio 1) ou  $I(u) = \{(x, y) | x + 3y \leq 3\}$  (reta).
- $E \subset U \times U$ : conjunto de *transições discretas*. Uma transição de um local  $u_1$  para um local  $u_2$  é dada por  $e = (u_1, u_2) \in E$ .
- $G : E \rightarrow 2^X$ : atribui a cada transição  $e = (u, u') \in E$  um *guarda*  $G(e) \subset X$ . O guarda é a condição da disparo da transição.

- $J : E \rightarrow 2^{X \times X}$ : função que atribui a cada transição  $e = (u, u') \in E$  uma condição de reinicialização (*reset* ou *jump*) na forma da relação  $J(e) \subset X \times X$ .
- $L : E \rightarrow V$ : função de etiquetagem de transições. Para  $e \in E$ , atribui a etiqueta  $L(e) \in V$ .
- $S_0 \subset U \times 2^X$ : conjunto de estados iniciais da forma  $S_0 = \{(u_{01}, X_{01}), \dots, (u_{0n}, X_{0n})\}$ , em que  $u_{0i} \in U$  é um possível local inicial e  $X_{0i} \subset X$  são possíveis condições iniciais para as variáveis contínuas.

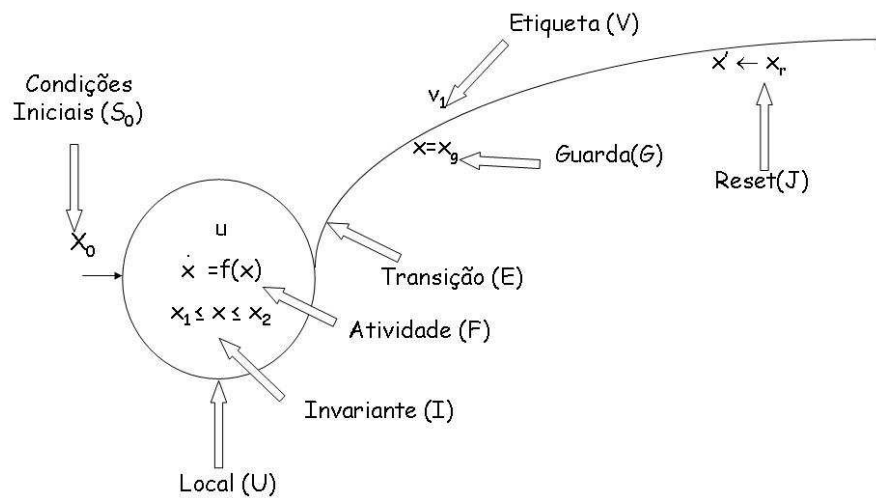


FIG. 3.1: Autômato híbrido e seus componentes.

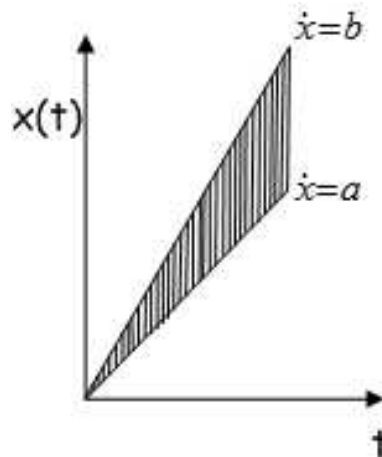


FIG. 3.2: Ilustração de uma inclusão diferencial  $\dot{x} \in [a, b]$ .

O interesse dessa dissertação é numa classe de autômatos híbridos chamada *autômatos híbridos lineares* que são autômatos híbridos em que os invariantes, guardas e

reinicializações são poliedros convexos e as atividades são do tipo *inclusões diferenciais* (HENZINGER, 1996).

Considere o seguinte exemplo de um aquecedor modelado pelo autômato híbrido <sup>3</sup> da Figura 3.3. Deseja-se manter a temperatura entre  $m = 20^\circ C$  e  $M = 25^\circ C$ , ligando e desligando o aquecedor (HENZINGER, 1996). A Figura 3.4 ilustra o comportamento da variável contínua  $x$  (temperatura) com  $X_0 = 22^\circ C$ . No autômato da Figura 3.3,  $k$  e  $h$  são constantes.

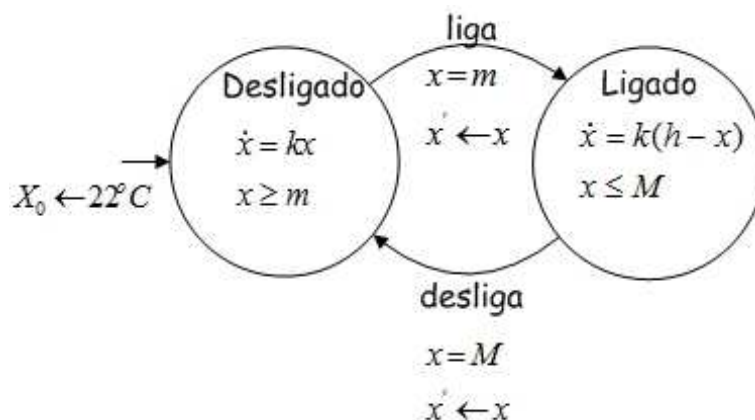


FIG. 3.3: Autômato híbrido que representa o aquecedor (HENZINGER, 1996).

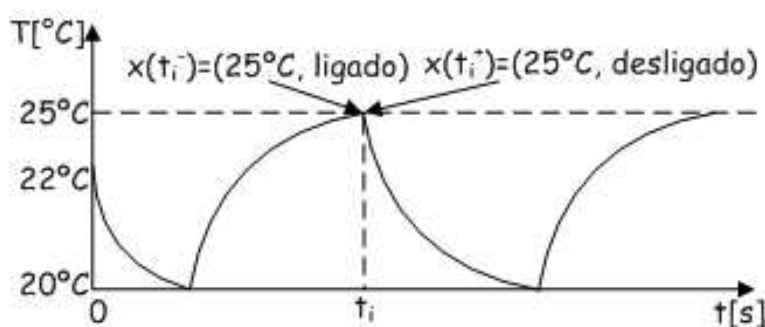


FIG. 3.4: Comportamento para o aquecedor (HENZINGER, 1996).

Outro exemplo de sistema híbrido é de uma bola em queda livre, cuja trajetória (à direita) e autômato híbrido correspondente (à esquerda) estão representados na Figura 3.5 (HENZINGER, 1996).

O *estado* de um autômato híbrido é determinado pela dupla  $S = (u, x) \in U \times X$ , onde  $x$  é o valor da variável contínua do AH e  $u$  representa o local ativo do AH. Um AH possui dois tipos de evolução (HENZINGER, 1996), a serem detalhados a seguir:

<sup>3</sup>Nos autômatos híbridos apresentados nesse capítulo:  $\dot{x}$  é a derivada de  $x$  e, na condição de *reset*  $x' \leftarrow x$  significa  $x'$  recebe  $x$

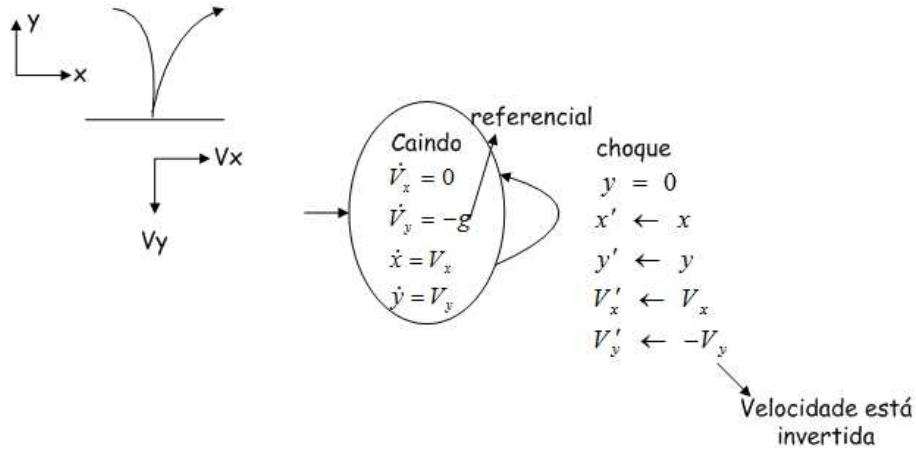


FIG. 3.5: Exemplo de uma bola em queda livre

- *Evolução Contínua*: ocorre dentro do local  $u$  com condição inicial  $x_0$ . O estado evolui como:

$$(u, \phi_u(x_0, t))$$

em que  $\phi_u(x_0, t)$  é a solução de  $\dot{x} = f_u(x)$ , com  $x(0) = x_0$

- *Evolução Discreta*: ocorre quando, no local  $u_1$ , a variável contínua atende ao guarda  $G(e_{12})$ , onde  $e_{12} = (u_1, u_2) \in E$ , o estado muda de:

$$(x_1, u_1) \rightarrow (x_2, u_2)$$

em que  $x_1 \in G(e_{12})$  e  $(x_1, x_2) \in J(e_{12})$ .

A Figura 3.6 ilustra a evolução de um autômato híbrido em que o conjunto de estados iniciais é  $\{(u_1, X_1)\}$ .

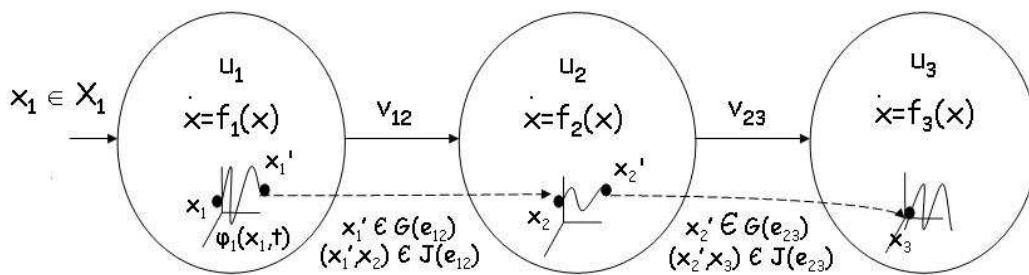


FIG. 3.6: Evolução dos estados no AH

Para entender a necessidade de guardas e invariantes em um autômato híbrido, veja as Figuras 3.7 e 3.8. Na Figura 3.7(a), a transição após  $x = 3$  pode acontecer sempre, podendo o sistema permanecer no local  $u$ , veja o gráfico da Figura 3.7(b). Na Figura 3.8(a),

a transição para o local  $u'$  ocorre até  $t = 5s$ , e o sistema não permanece indefinidamente no estado  $u$ , veja o gráfico da Figura 3.8(b).

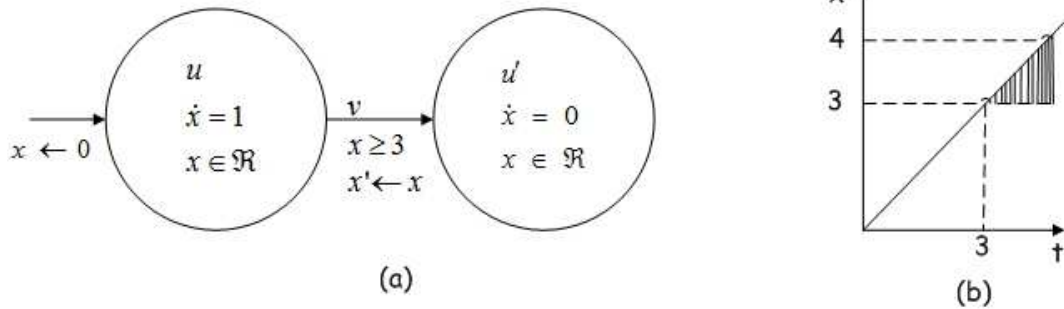


FIG. 3.7: Autômato sem invariante

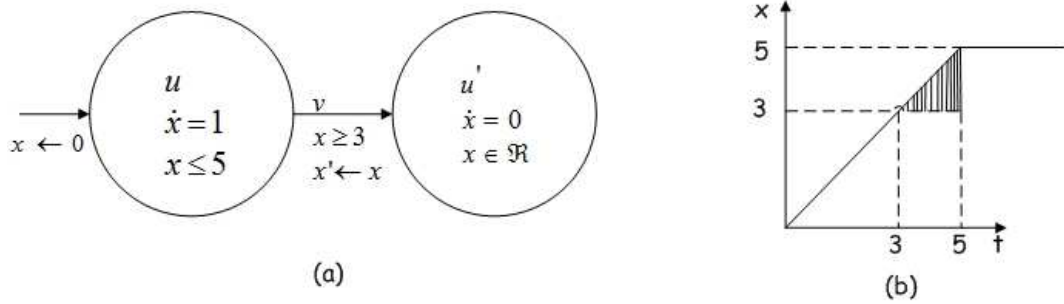


FIG. 3.8: Autômato com invariante

### 3.3 AUTÔMATO CONDIÇÃO/EVENTO

Nesta seção define-se um *Autômato Condição/Evento* (C/E) (LEAL, 2005) que caracteriza a evolução discreta do autômato híbrido em termos dos estados discretos que vão sendo visitados. Nesta abordagem, associam-se os locais do AH às condições e as etiquetas do AH aos eventos. O autômato C/E é inspirado no *Sistema de Traço Discreto* definido por CHUTINAN (2003).

O Autômato C/E correspondente ao autômato híbrido  $\mathcal{H}$ , definido conforme a seção anterior, é uma tupla  $H = (\Sigma, Q, q_0, \delta)^4$ , em que:

- $\Sigma = V^+ \times U$ , em que  $V^+ = V \cup \{v_0\}^5$ , sendo  $v_0$  o evento de inicialização, relacionado à escolha das condições iniciais do AH.

<sup>4</sup>Neste trabalho, não se consideram os estados marcados no autômato C/E.

<sup>5</sup>Para simplificar, utiliza-se  $(V^+ \times U)^*$  no lugar de  $(\{v_0\} \times U)(V \times U)^*$



- $Q = \{q_0\} \cup S_0 \cup S_e$ , em que  $q_0$  é o estado inicial do autômato C/E  $H$ ,  $S_0$  é conjunto de estados iniciais do AH  $\mathcal{H}$  e  $S_e$  é conjunto de estados de entrada nos locais de  $\mathcal{H}$ , definido por:

$$S_e = \{(x, u) \in X \times U \mid \exists(x', u') \in X \times U \ \& \ \exists e = (u', u) \in E \text{ tq} \quad (3.1) \\ x' \in G(e) \ \& \ (x', x) \in J(e)\}.$$

- $\delta : Q \times \Sigma \rightarrow 2^Q$  é a função de transição em que
  - a)  $\delta(q_0, (v_0, u)) = (x, u) \Leftrightarrow (x, u) \in S_0$ ; e
  - b)  $\delta((x_1, u_1), (v_{12}, u_2)) = (x_2, u_2) \Leftrightarrow$  existem  $e_{12} = (u_1, u_2) \in E$  e  $t_{12} > 0$  tais que  $\phi_1(x_1, t_{12}) = x'_2$ ,  $x'_2 \in G(e_{12})$ ,  $(x'_2, x_2) \in J(e_{12})$  e  $v_{12} = L(e_{12})$ , em que  $\phi_1(x_1, t)$  é a solução para  $t > 0$  de  $\dot{x} = f_{u_1}(x)$  com  $x(0) = x_1$ .

O autômato C/E para o exemplo do aquecedor da Figura 3.4 é dado na Figura 3.9

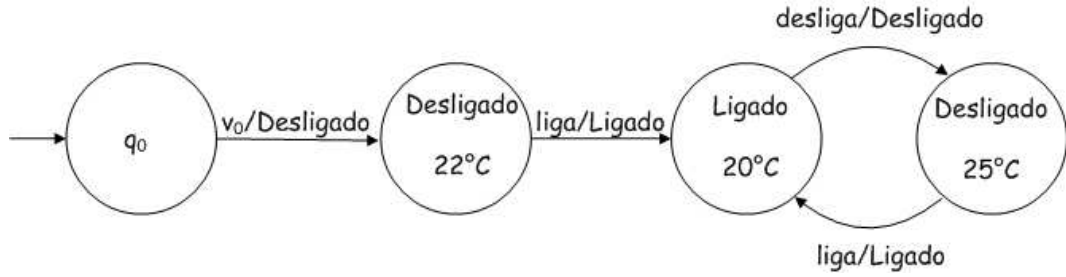


FIG. 3.9: Autômato C/E para o exemplo do aquecedor

A linguagem gerada pelo autômato C/E  $H$  é dada por

$$L(H) = \{\omega \in \Sigma^* \mid \widehat{\delta}(q_0, \omega) \text{ é definida}\}$$

em que  $\widehat{\delta}$  é a extensão da função  $\delta$  para cadeias em  $\Sigma^*$ .

Seja um sistema híbrido  $\mathcal{H}$  e seu correspondente autômato C/E  $H$ , a linguagem gerada por  $\mathcal{H}$  é definida como:

$$L(\mathcal{H}) \triangleq L(H) \subset (V^+ \times U)^*$$

Assim, a linguagem do autômato híbrido  $\mathcal{H}$  admite palavras de comprimento finito do tipo:

$$\omega = (v_0, u_0) \circ (v_1, u_1) \circ (v_2, u_2) \dots$$

O autômato C/E capta então a evolução puramente discreta do autômato híbrido em termos de ocorrência de símbolos  $(v, u)$ , em que  $v$  é a etiqueta de uma transição possível

de ocorrer no AH e  $u$  é o local destino da transição. A evolução temporal contínua do AH  $\mathcal{H}$  é abstraída do autômato C/E  $H$ .

Pode-se demonstrar que o autômato C/E  $H$ , conforme definido nesta seção, possui potencialmente um número infinito de estados (CHUTINAN, 2001). A abordagem comum na literatura é então obter uma aproximação conservadora para  $H$ , diga-se  $\tilde{H}$ , com número finito de estados e tal que  $L(\tilde{H}) \supset L(H)$  (CHUTINAN, 2001).

Em (CHUTINAN, 2001) trata-se da obtenção de  $\tilde{H}$  utilizando sistemas de transição quociente aproximados por procedimentos de simulação que fazem uso da alcançabilidade direta de sistemas híbridos. Em (CURY, 1998) e (LEAL, 2005) tratam-se de condições sobre as aproximações conservadoras para que o supervisor calculado sobre o autômato C/E aproximado  $\tilde{H}$  seja também válido para o autômato C/E  $H$ , no sentido de atender às especificações, ser minimamente restritivo e ser não bloqueante. Por fim, em (CHUTINAN, 2001) tratam-se de condições para o refinamento de aproximações conservadoras, por intermédio de alcançabilidade reversa, para se obterem aproximações adequadas ao controle supervisório e à verificação formal.

No Capítulo 4 será apresentado um algoritmo que se utiliza dos conjuntos diretamente alcançáveis, tratados na próxima seção, para obtenção de uma aproximação conservadora do autômato C/E de um dado sistema híbrido.

### 3.4 CÔMPUTO DOS ESTADOS DIRETAMENTE ALCANÇÁVEIS

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 pode ser codificado como uma condição na região de operação do espaço de estados do sistema (TOMLIN, 2003). 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, 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 Figura 3.10, para um conjunto de estados-alvo e um conjunto de condições iniciais genéricas, nos quais os arcos representam trajetórias do sistema.

Note, na Figura 3.10, 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 ( $X$ ).

Existem diversas ferramentas para cômputo dos estados diretamente e reversamente alcançáveis de autômatos híbridos (CARLONI, 2004). Em particular trabalha-se com a ferramenta PHAVer (*Polyedral Hybrid Automata Verifier*) (FREHSE, 2005). Uma das vantagens do PHAVer é o tratamento numérico e das regiões no espaço de estados do AH, representadas por poliedros convexos. Para os autômatos híbridos lineares o cálculo das regiões diretamente e reversamente alcançáveis pelo PHAVer são exatos (FREHSE, 2005).

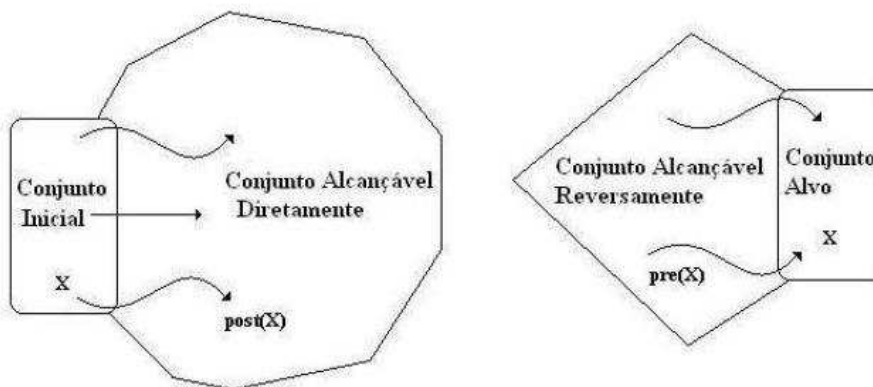


FIG. 3.10: Ilustração da alcançabilidade direta e reversa (COSTA, 2008b)

### 3.5 CONTROLE SUPERVISÓRIO DE SISTEMAS HÍBRIDOS

Encontra-se na literatura da Teoria de Controle Supervisório uma certa quantidade de abordagens que tratam do controle de Sistemas Híbridos (RAISCH, 1998; MOOR, 1998; CURY, 1998, 1999; KROGH, 1999; KOUTSOUKOS, 2000; PAPPAS, 2000; SHAKERNIA, 2000; GONZÁLEZ, 2000, 2001; FREHSE, 2002; LEAL, 2005). Particularmente as abordagens em GONZÁLEZ (2000), GONZÁLEZ (2001) e LEAL (2005) utilizam o formalismo dos Sistemas Condição/Evento (SREENIVAS, 1991) para definir e resolver um problema de controle supervisório para um sistema híbrido.

Considere uma planta híbrida representada pelo autômato condição/evento  $H$ . A Figura 3.11 mostra o esquema de supervisão proposto. A planta híbrida é suposta gerar sequências de símbolos do tipo  $w = (v_0, u_0) \circ \dots \circ (v_n, u_n)$  em que  $v_i$  é um evento que marca uma transição discreta na planta híbrida e a condição  $u_i$  é o correspondente local de entrada da transição. O supervisor condição/evento  $F$  então aplica uma entrada de controle na planta híbrida que indica quais pares  $(v', u')$  são permitidos a suceder a ocorrência da sequência  $w$ .

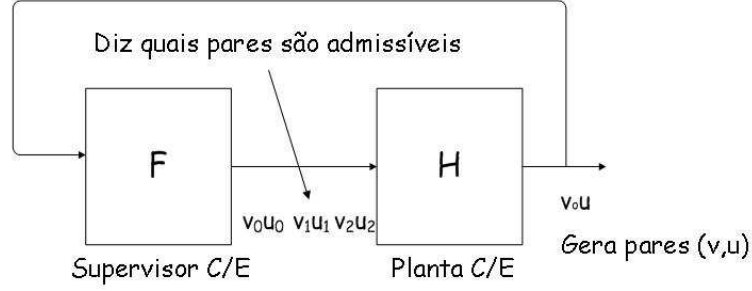


FIG. 3.11: Esquema de supervisão

Denota-se o sistema de malha fechada por  $F/H$ . A linguagem gerada em malha fechada  $L(F/H) \subset L(H)$  é definida pela restrição de  $L(H)$  segundo as escolhas permitidas por  $F$  (LEAL, 2005).

Um supervisor consistente é aquele que não desabilita todas as condições que podem ser escolhidas na ocorrência de um dado evento. A inibição de todas as condições possíveis para um dado evento significa que o supervisor não previu uma resposta para a ocorrência de uma dada sequência, não havendo contrapartida para essa situação.

As especificações de malha fechada são expressas na forma de linguagens  $E \subset V^*$ . Assim, torna-se necessário definir a projeção das palavras em  $(V^+ \times U)^*$  em palavras em  $V^*$ ,  $P_V(V^+ \times U)^* \rightarrow V^*$ , definida da seguinte forma (LEAL, 2005):

$$\begin{aligned}
 P_V(\varepsilon) &= \varepsilon \\
 P_V(v, u) &= \begin{cases} \varepsilon & \text{para } v = v_0 \\ v & \text{caso contrário} \end{cases} \\
 P_V(\omega \circ \sigma) &= P_V(\omega) \circ P_V(\sigma), \\
 &\text{para } \omega \in (V^+ \times U)^* \text{ e } \sigma \in (V^+ \times U)
 \end{aligned}$$

Para uma linguagem  $K \subset (V^+ \times U)^*$  a projeção é dada por  $P_V(K) = \{t \in V^* | (\exists \omega \in K) P_V(\omega) = t\}$ . A imagem inversa de uma projeção é dada por:  $P_V^{-1}(E) = \{\omega \in$

$(\{v_0\} \times U)(V \times U)^* | P_V(\omega) \in E\}$ , onde  $E \subset V^*$ .

Por exemplo, seja uma linguagem  $K \subset (V^+ \times U)^*$  representada na Figura 3.12(a). A projeção da linguagem  $K$  é apresentada na Figura 3.12(b). Veja que a imagem inversa dessa projeção  $P_V^{-1}(E)$  na Figura 3.12(c) difere da linguagem  $K$ , pois associa todos os eventos em  $E$  ao conjunto de condições  $U$ .

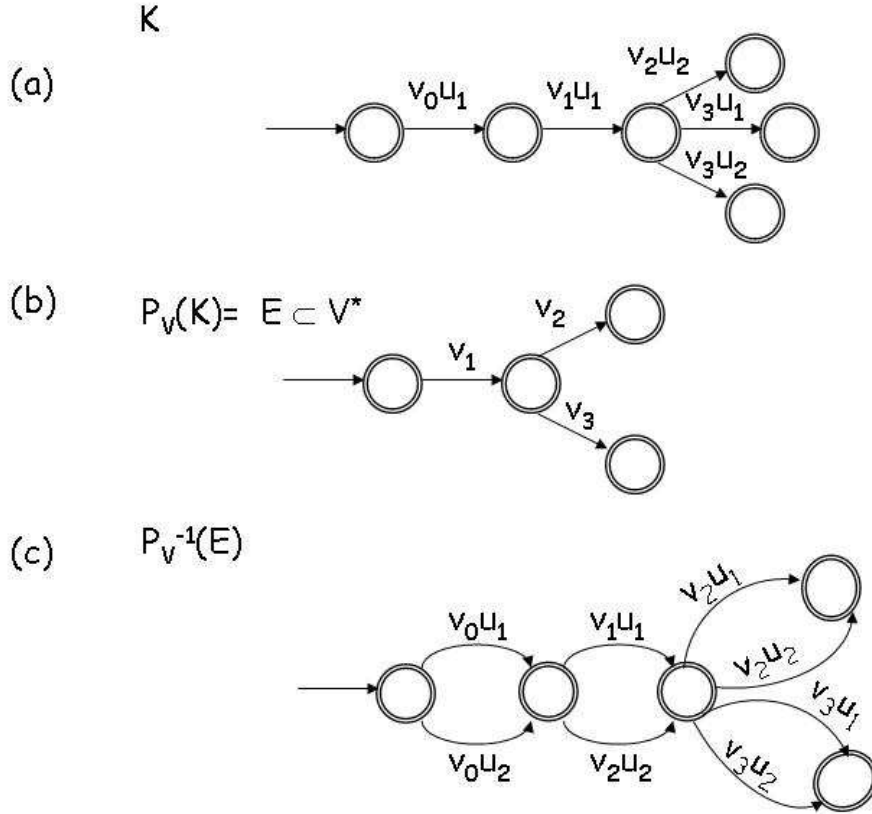


FIG. 3.12: Exemplo de projeção

Define-se a linguagem marcada em malha fechada para uma planta híbrida  $H$ , uma especificação  $E \subset V^*$  e um supervisor consistente  $F$  como sendo  $L_m(F/H) = L(F/H) \cap P_V^{-1}(E)$ . Tal supervisor é denominado marcador para  $E$  (LEAL, 2005).

Dados um uma planta híbrida  $H$ , uma especificação  $E \subset V^*$  e um supervisor marcador e consistente  $F$ , diz-se que  $F$  é não bloqueante se e somente se  $\overline{L_m(F/H)} = L(F/H)$  (LEAL, 2005).

O problema de Síntese de Supervisores para Sistemas Híbridos (SSSH) proposto por LEAL (2005) enuncia que dados a planta híbrida  $H$  e a especificação  $E \in V^*$  para o comportamento em malha fechada, encontrar um supervisor marcador não bloqueante (SMN)  $F$  tal que  $\emptyset \neq P_V[L_m(F/H)] \subset E$ .

Em (LEAL, 2005) propõe-se uma solução para o SSSH lançando-se mão de um pro-

blema de controle equivalente no domínio dos Sistemas a Eventos Discretos (SEDs). Os principais resultados são explicitados a seguir.

Sejam as linguagens  $L \subset (V^+ \times U)^*$  e  $K \subset L \subset (V^+ \times U)^*$ ,  $K$  é dita *vu-controlável* em relação a  $L$  se  $(\forall \omega \in \overline{K}) V_L(\omega) = V_K(\omega)$ , em que  $V_L(\omega)$  são os eventos  $v$  que podem ocorrer em  $L$  após  $\omega$  e  $V_K(\omega)$  são os eventos  $v$  que podem ocorrer em  $K$  após  $\omega$ . Ou seja,  $K$  é *vu-controlável* em relação a  $L$  se, após  $\omega \in \overline{K}$ , todos os eventos possíveis de ocorrer em  $\overline{K}$  podem ocorrer em  $L$ . Por outro lado, sejam as linguagens  $L \subset (V^+ \times U)^*$  e  $E \subset P_V(L)$ ,  $E$  é dita ser *v-controlável* em relação a  $L$  se e somente se existir  $K \subset L$  *vu-controlável* em relação a  $L$  tal que  $P_V(K) = E$ .

Por exemplo, seja a planta híbrida  $H$  e duas linguagens  $K_1$  e  $K_2$ , no exemplo representado na Figura 3.13. A linguagem  $K_2$  bloqueia o evento  $v_2$  na planta  $H$ , que deveria ocorrer após o evento  $v_1$ , não sendo *vu-controlável*. A linguagem  $K_1$  não bloqueia eventos, portanto é *vu-controlável*.

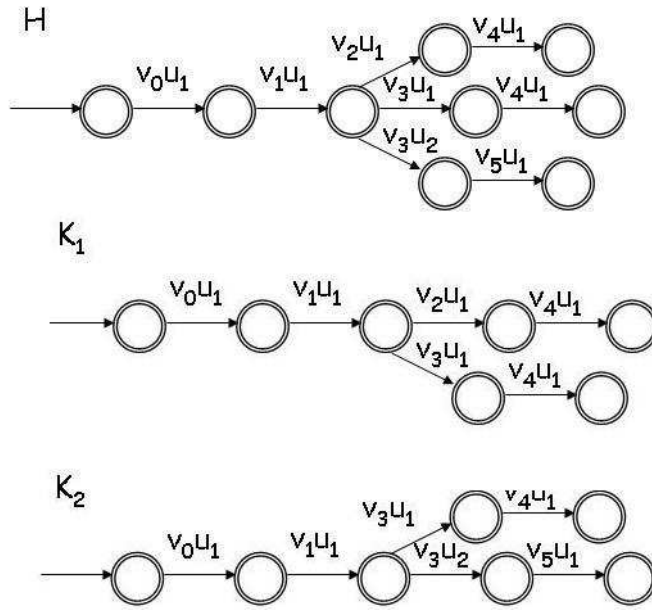


FIG. 3.13: Exemplo para *vu-controlabilidade*

No exemplo na Figura 3.14, tem-se uma planta híbrida  $H$  e duas especificações  $E_1 \subset V^*$  e  $E_2 \subset V^*$ . Verifica-se que a especificação  $E_2$  bloqueia o evento  $v_2$  na planta  $H$ , que deveria ocorrer após o evento  $v_1$ . Na especificação  $E_1$  não ocorre uma sequência que bloqueie algum evento. Então pode-se dizer que a especificação  $E_1$  é *v-controlável* e a especificação  $E_2$  não é *v-controlável*.

Os dois principais resultados em LEAL (2005) relativos à existência de supervisores são enunciados a seguir. Seja uma planta híbrida  $H$  uma especificação  $K \subset (V^+ \times U)^*$ ,

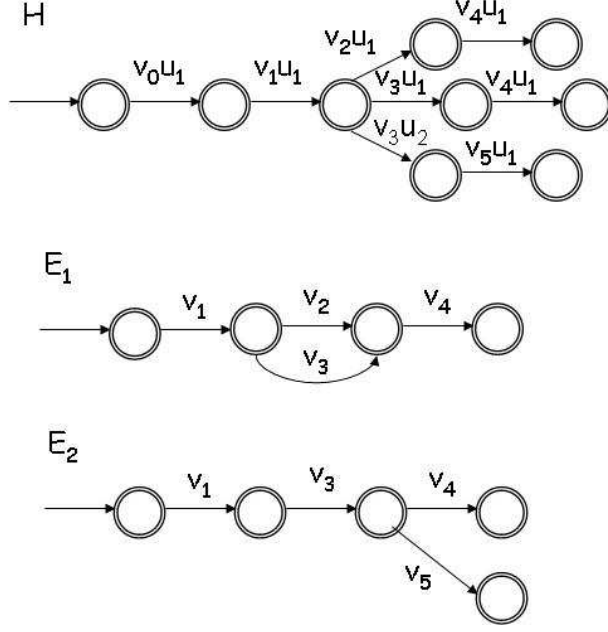


FIG. 3.14: Exemplo para  $v$ -controlabilidade

$K \neq \emptyset$ , existe um SMN  $F$  para  $H$  tal que  $L_m(F/H) = K$  se e somente se  $K$  for  $vu$ -controlável em relação a  $L(H)$ . Nas mesmas condições, seja uma especificação  $E \subset V^*$ ,  $E \neq \emptyset$ , existe um SMN  $F$  para  $H$  tal que  $P_V[L_m(F/H)] = E$  se e somente se  $E$  for  $v$ -controlável em relação a  $L(\mathcal{H})$ .

Os próximos resultados abrangem os casos em que  $K$  e  $E$  são não  $vu$ - ou  $v$ -controláveis. O conjunto de todas as sublinguagens de  $K$  que são  $vu$ -controláveis em relação à linguagem  $L$  é  $\mathbb{C}_{VU}(K) = \{K' \subset K : (\forall \omega \in \overline{K'}) V_{K'}(\omega) = V_L(\omega)\}$ . Analogamente, o conjunto de todas as sublinguagens de  $E$   $v$ -controláveis em relação à linguagem  $L$  é  $\mathbb{C}_V(E) = \{E' \subset E : E' \text{ é } v\text{-controlável em relação a } L\}$ . Demonstra-se que ambos os conjuntos  $\mathbb{C}_{VU}(K)$  e  $\mathbb{C}_V(E)$  são não vazios, fechados para uniões arbitrárias e possuem únicos elementos supremos, respectivamente denominados máximas linguagens  $vu$ - e  $v$ - controláveis e denotados  $\text{Sup}\mathbb{C}_{VU}(K)$  e  $\text{Sup}\mathbb{C}_V(E)$  (LEAL, 2005).

Sejam então as linguagens  $L \subset (V^+ \times U)^*$  e  $E \subset V^*$ , seja ainda  $K = P_V^{-1}(E) \cap L$ , se  $E \subset P_V(L)$  então  $\text{Sup}\mathbb{C}_V(E) = P_V[\text{Sup}\mathbb{C}_V(K)]$ . Além disso,  $\text{Sup}\mathbb{C}_V(E) \neq \emptyset$  se e somente se  $\text{Sup}\mathbb{C}_V(K) \neq \emptyset$ . Conclui-se que a máxima linguagem contida em  $E$  que é  $v$ -controlável em relação a  $L$  é igual à projeção em  $V^*$  da máxima linguagem contida em  $K$  que é  $vu$ -controlável em relação a  $L$  (LEAL, 2005).

Por fim, sejam uma planta híbrida  $H$  e uma especificação  $E \subset P_V(L(H))$ . Existe um supervisor marcador não bloqueante  $F$  tal que  $P_V[L_m(F/H)] = \text{Sup}\mathbb{C}_V(E) \neq \emptyset$  se e somente se  $\text{Sup}\mathbb{C}_{VU}(P_V^{-1}(E) \cap L(H)) \neq \emptyset$ , o que leva à solução do SSSH (LEAL, 2005).

Os passos a serem seguidos na solução de um problema de síntese de supervisores para sistemas híbridos são os seguintes: (i) Construir o autômato condição/evento  $H$  correspondente à planta híbrida; (ii) Dada a especificação  $E \subset V^*$ , obtenha a especificação equivalente  $K \subset L \subset (V^+ \times U)^*$  de modo que  $P_V(K) = E$ ; (iii) Observe se  $K$  é  $vu$ -controlável em relação a  $L(H)$ . Se for, ir ao passo (iv). Se não, obtenha  $SupC_{VU}(K)$ , a máxima linguagem  $vu$ -controlável contida em  $K$ ; (iv) Se a condição  $SupC_{VU}(K) \neq \emptyset$  for satisfeita, implementa-se o supervisor  $F$  por meio de um autômato tal que  $L_m(F/H) = SupC_{VU}(K)$ ; (v) O supervisor  $F$  obtido na solução do SSSH é o controlador para o sistema híbrido.

Em LEAL (2005) são apresentados algoritmos para cálculo de ambos  $SupC_{VU}(K)$  e  $SupC_V(E)$ , sendo estes implementados no Grail para Controle Supervisório (REISER, 2006).

Seja uma planta híbrida  $H$  com um conjunto de eventos  $V = \{v_1, v_2, v_3, v_4\}$  e um conjunto de condições  $U = \{u_1, u_2\}$ , vide FIG. 3.15 (LEAL, 2005).

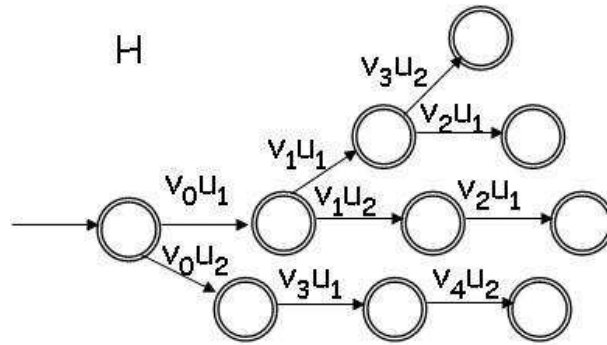


FIG. 3.15: Planta híbrida.

Seja uma especificação  $E \subset V^*$  que marca uma tarefa completa quando ocorre as sequências  $v_1 v_2 \cup v_3$  pela primeira vez. Essa especificação está representada na Figura 3.16.

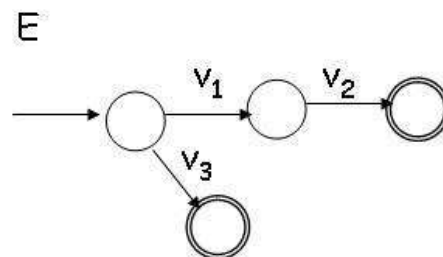


FIG. 3.16: Especificação  $E \subset V^*$ .

Na Figura 3.17 está representada a linguagem-alvo  $K = P_V^{-1}(E) \cap L$ .



$$K = P_V^{-1}(E) \cap L(H)$$

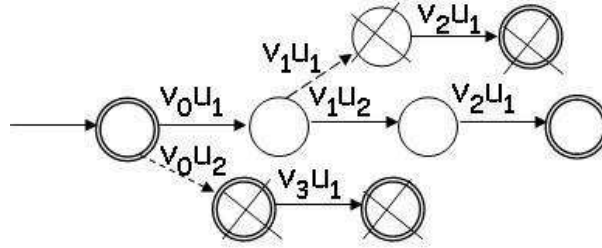


FIG. 3.17: Linguagem-alvo  $K = P_V^{-1}(E) \cap L$ .

No autômato da Figura 3.17 todos os estados marcados com  $X$  são estados que representam situações não desejáveis. Conseqüentemente, a linguagem-alvo  $K$  não é  $vu$ -controlável.

Na Figura 3.18 está representada a máxima linguagem controlável  $SupC_{VU}(K)$ . Verifica-se que a especificação  $E$  é atendida.

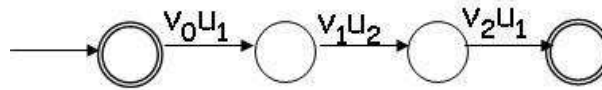


FIG. 3.18: Máxima linguagem controlável  $SupC_{VU}(K)$ .

### 3.6 RESUMO DO CAPÍTULO

Esse capítulo discutiu os conceitos relativos aos chamados sistemas híbridos. Apresentou as definições para autômato híbrido e do autômato condição/evento, sendo que o autômato C/E captura a evolução puramente discreta do AH. Em seguida foram apresentadas sumariamente as técnicas de alcançabilidade direta e reversa para os estados de um AH. Por fim, apresentou-se uma teoria de controle supervisorio de sistemas híbridos com base em sistemas condição/evento, que será então usada para o planejamento de missões de veículos aéreos não-tripulados adotado nessa dissertação.

## 4 APLICAÇÃO DO CONTROLE SUPERVISÓRIO DE SISTEMAS HÍBRIDOS AO PLANEJAMENTO DE MISSÕES DE VANTS

Este capítulo destina-se a apresentar a abordagem deste trabalho para aplicação do controle supervisorio de sistemas híbridos ao planejamento de missões de VANTS.

Inicialmente, na Seção 4.1, apresenta-se uma caracterização da abordagem por intermédio da descrição das principais etapas envolvidas. As premissas de caracterização de uma missão são detalhadas na Seção 4.2. O modelo de uma missão na forma de um autômato híbrido é apresentado na Seção 4.3. Na Seção 4.4 é apresentada a obtenção de um autômato condição/evento de estados finitos que representa o comportamento puramente discreto do autômato híbrido modelador da missão. Finalmente, na Seção 4.5, o método que emprega a síntese de supervisores é apresentado. Um exemplo ilustrativo de uma missão é utilizado ao longo deste capítulo, sendo a descrição inicial apresentada na Seção 4.2.

### 4.1 CARACTERIZAÇÃO DA ABORDAGEM

A Figura 4.1 apresenta uma visão geral da abordagem proposta e suas principais etapas.

Conforme visto no Capítulo 2, uma missão de um VANT é caracterizada pelos seus objetivos, pelo contexto operacional, este composto por condições internas e externas, e pelos requisitos de segurança. A forma com que esta caracterização é feita para a presente abordagem está detalhada na Seção 4.2.

Como um primeiro passo, a missão é modelada na forma de um autômato híbrido, denominado Autômato Híbrido Modelador da Missão. De forma diferente do proposto em SEIBEL (2000) e COSTA (2008a), o autômato híbrido modelador da missão vai contemplar todas as opções que o equipamento do VANT permite para a execução da missão. Por exemplo, se uma etapa do objetivo da missão é deslocar-se do ponto A para o ponto B, o autômato híbrido modelador da missão conterà um local correspondente a este deslocamento para cada velocidade possível de ser desenvolvida pelo VANT. Em SEIBEL (2000) e COSTA (2008a) tais deslocamentos são definidos numa velocidade pré-determinada, correspondendo a um único local do autômato híbrido modelador da missão. É de se esperar então que o autômato híbrido modelador da missão assim obtido

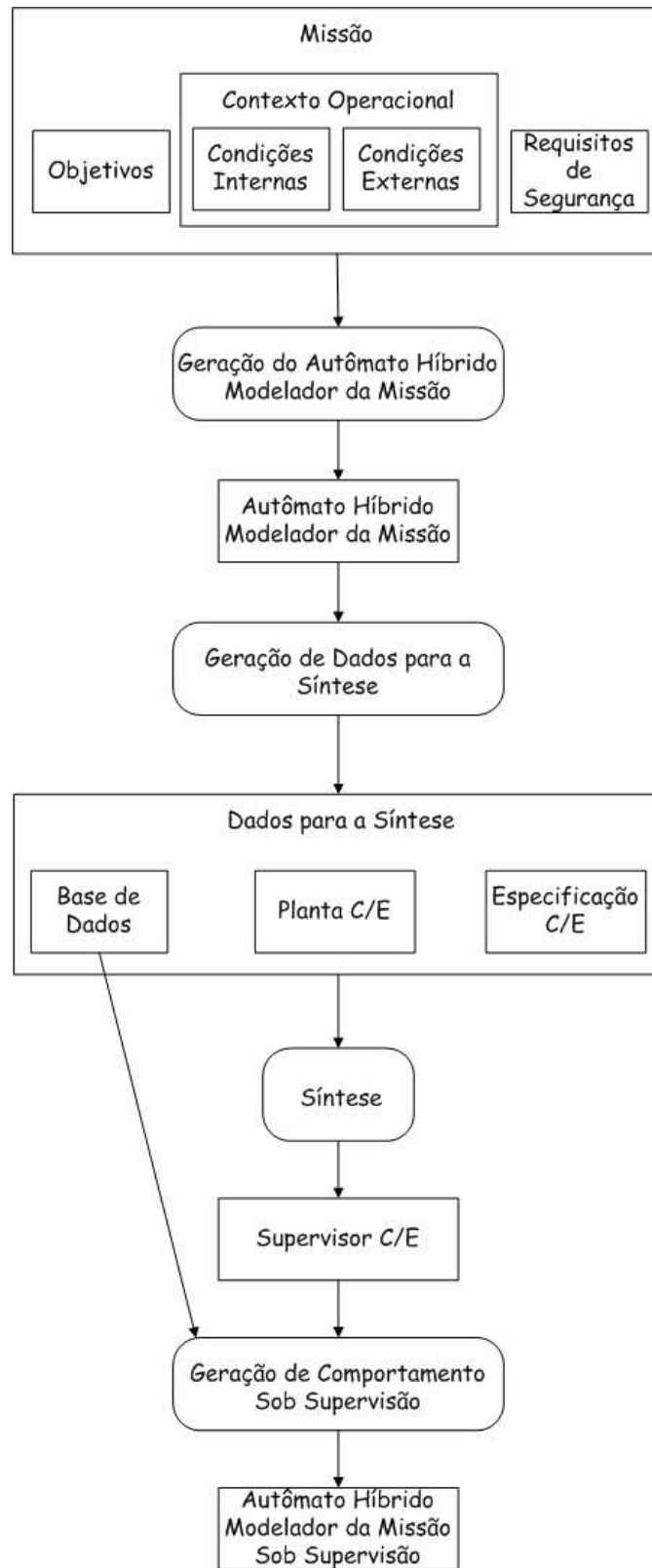


FIG. 4.1: Visão geral da abordagem.

contenha todas as possibilidades de execução dos objetivos da missão que são oferecidas pelo equipamento do VANT, permitindo inclusive situações que levem à violação das

restrições de segurança. Apresenta-se o Autômato Híbrido Modelador da Missão na Seção 4.3.

O próximo passo da abordagem é a obtenção dos seguintes elementos: a Planta Condição/Evento, representada por um Autômato Condição/Evento de estados finitos correspondente ao Autômato Híbrido Modelador da Missão; as Especificações Condição/Evento, que representam as restrições sobre o modelo; e uma Base de Dados de correspondência entre os elementos da Planta Condição/Evento e do Autômato Híbrido Modelador da Missão. Tal como o Autômato Híbrido Modelador da Missão, a Planta Condição/Evento também pode permitir situações que violem às restrições de segurança. A construção da Planta Condição/Evento é tratada na Seção 4.4.

A seguir, num processo de síntese de supervisores, conforme visto na Seção 3.5, é obtido um Supervisor Condição/Evento, como um sub-comportamento da Planta Condição/Evento que atenda às especificações. E, por fim, a partir da Base de Dados de Correspondência entre os elementos da Planta Condição/Evento e do Autômato Híbrido Modelador da Missão, um Autômato Híbrido Modelador da Missão Supervisionado é construído a partir do Supervisor Condição/Evento. Esse novo autômato híbrido representa o comportamento fisicamente possível que atende às especificações, e pode ser usado então como base para o plano de voo da aeronave. O processo de síntese é detalhado na Seção 4.5.

## 4.2 DESCRIÇÃO DA MISSÃO

Como visto no Capítulo 2, a missão é definida por alguns elementos, quais sejam, o objetivo da missão, o contexto operacional, subdividido em condições internas e externas, e os requisitos de segurança. Nesta seção apresenta-se como este trabalho aborda os elementos de uma missão.

Os objetivos da missão são definidos por um plano de voo preliminar, composto pelo sequenciamento de diversas etapas, que podem ser dos seguintes tipos: a decolagem até certa altura pré-determinada, obrigatoriamente a etapa inicial; o deslocamento entre um ponto de passagem e outro; o sobrevoo de um ponto de passagem por determinado tempo de observação; e o pouso, obrigatoriamente a etapa final. Os pontos de decolagem, pouso e passagem são definidos pelas suas coordenadas no sistema plano-tangente, com origem estabelecida no ponto de decolagem. Considera-se que a sequência de etapas do plano de voo preliminar é definida previamente. O sobrevoo é opcional, sendo possível, ao término do deslocamento para certo ponto de passagem, iniciar-se o deslocamento para outro

ponto, sobrevoar-se o ponto atingido ou iniciar-se o pouso. Considera-se que a altura do voo é constante para toda a missão, sendo todo deslocamento vertical realizado nas manobras de pouso e decolagem.

A parte do contexto operacional correspondente às condições internas, dizem respeito ao VANT em si. O VANT tratado neste trabalho trata-se de um helicóptero, caracterizado no Capítulo 2. A aeronave desloca-se a uma velocidade  $v_n$ , escolhida dentre um conjunto de velocidades nominais pré-definidas,  $v_1, \dots, v_n$ , e com um consumo específico de combustível correspondente a cada velocidade,  $s_1, \dots, s_n$ . Como visto na Seção 2.5.1.1, tipicamente definem-se as seguintes velocidades para um helicóptero, com seus respectivos consumos específicos de combustível: voo pairado (*hover*),  $v_h$  e  $s_h$ , deslocamento à frente à velocidade mais econômica (*endurance speed*),  $v_e$  e  $s_e$ , deslocamento à frente à velocidade mais eficiente (*best range speed*),  $v_r$  e  $s_r$  e deslocamento à frente à velocidade máxima (*maximal speed*),  $v_m$  e  $s_m$ . Definem-se também as velocidades de decolagem  $v_d$  e pouso  $v_p$ , com consumos específicos de combustível considerado iguais ao do voo pairado. Por fim, define-se a capacidade inicial de combustível do VANT,  $f_0$ , a ser consumida durante a missão.

A parte do contexto operacional correspondente às condições externas será determinada apenas pelo vento na região onde ocorre a missão. Define-se a quantidade de vento não compensado, isto é, aquele vento que consegue desviar o VANT da sua trajetória (COSTA, 2008b). Definem-se para as direções  $x$  e  $y$  as velocidades mínimas e máximas do vento não compensado, denotadas por  $v_{w,x,min}$ ,  $v_{w,y,min}$ ,  $v_{w,x,max}$  e  $v_{w,y,max}$ , respectivamente. Não se considera a influência do vento na direção  $z$ . Considera-se a influência do vento apenas no deslocamento entre os pontos de passagem, não sendo levada em conta na manobra de sobrevoe ou no pouso/decolagem. Com estas premissas, as velocidades de deslocamento do VANT entre os pontos de passagem vão variar entre valores mínimos e máximos determinados pela composição da velocidade nominal escolhida para o trecho do deslocamento com as velocidades mínimas e máximas do vento na região.

No presente trabalho não são considerados outros possíveis aspectos externos do contexto operacional, tais como, a influência do vento no consumo de combustível, o relevo, o enlace de comunicação, as zonas de exclusão e a imprecisão dos sensores de localização do VANT.

Neste trabalho consideram-se duas restrições de segurança, uma em relação ao vento e outra em relação ao consumo de combustível. A primeira restrição diz respeito à influência do vento na trajetória do VANT. Define-se uma margem de trajetória, MT, que

corresponde à máxima distância tolerável que o VANT pode se deslocar de sua trajetória nominal por ação do vento não compensado (COSTA, 2008b). A segunda restrição é que o combustível não deve se esgotar enquanto o VANT estiver no ar.

A Figura 4.2 ilustra os elementos externos definidores de uma missão para este trabalho:  $DEC$  é o ponto de decolagem, de coordenadas  $(0, 0, 0)$ ;  $h$  é a altura do voo;  $DEC'$  é o ponto justo acima do ponto de decolagem, de coordenadas  $(0, 0, -h)$ ,  $POU$  é o ponto de pouso, de coordenadas  $(x_p, y_p, 0)$ ;  $POU'$  é o ponto justo acima do ponto de pouso, de coordenadas  $(x_p, y_p, -H)$ ;  $WP_1, \dots, WP_i, \dots, WP_n$  são os pontos de passagem, com coordenadas  $(x_i, y_i, -h)$ , com  $i = 1 \dots n$ ;  $t_{obs,1}, \dots, t_{obs,n}$  são os tempos de observação nos pontos de passagem  $WP_1, \dots, WP_n$ , respectivamente;  $v_{w,x,min}$  e  $v_{w,x,max}$  são, respectivamente, as velocidades mínima e máxima do vento na direção  $x$ ;  $v_{w,y,min}$  e  $v_{w,y,max}$  são, respectivamente, as velocidades mínima e máxima do vento na direção  $y$ ; e  $MT$  é a margem de trajetória.

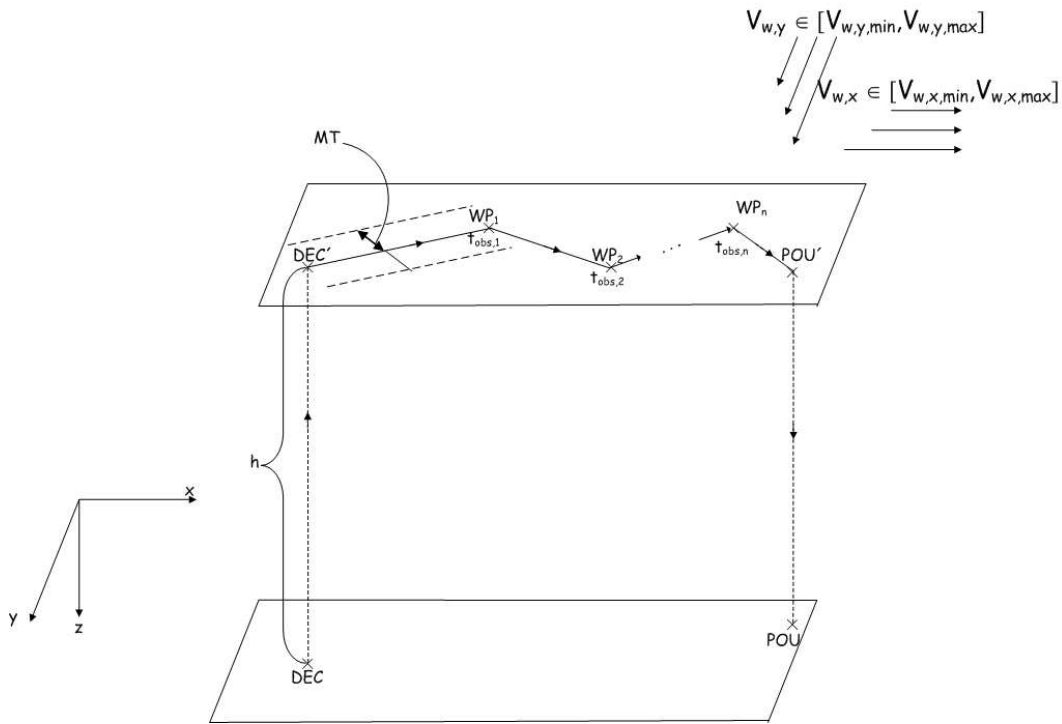


FIG. 4.2: Elementos externos definidores de uma missão.

Como forma de ilustração, considere a missão com contexto esquematizado na Figura 4.3. Essa missão será usada ao longo deste capítulo como exemplo para a abordagem como um todo. O VANT deve decolar do ponto  $O_1$ , de coordenadas  $(0, 0, 0)$  até uma altura de 150m, no ponto  $A$  ( $WP_1$ ). Observe que as coordenadas do ponto  $A$  são  $(0, 0, -150)$ , pois a orientação do eixo  $z$  do sistema de coordenadas plano-tangente é para baixo e

as coordenadas são medidas em metros. O VANT então desloca-se do ponto  $A$  até o ponto  $B$  ( $WP_2$ ), de coordenadas  $(1000, 0, -150)$ , para então sobrevoar o ponto  $B$  por 3 minutos (180 segundos). Por fim, o VANT deve pousar no ponto  $O_2$ , de coordenadas  $(1000, 0, 0)$ . As velocidades nominais e os consumos específicos de combustível do VANT são definidos na Tabela 4.1. O VANT pode percorrer o trecho  $AB$  numa das velocidades de deslocamento horizontal não nulas definidas na Tabela 4.1.

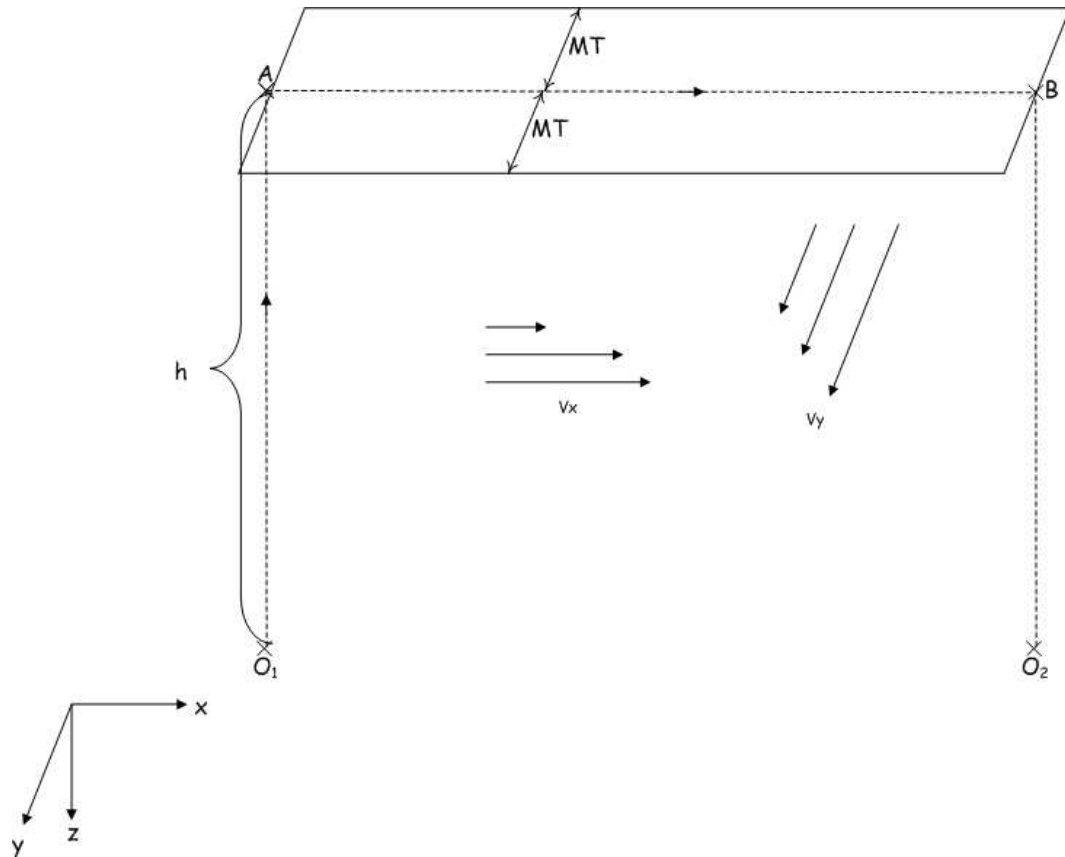


FIG. 4.3: Missão Utilizada nesse Capítulo.

TAB. 4.1: Velocidades Nominais e Respetivos Consumos Específicos de Combustível.

Tipo de Velocidade	Valor Nominal (m/s)	Consumo (g/s)
Mais Econômica	8	1,5
Mais Eficiente	12	3
Máxima	16	6
Voo Pairado	0	4
Decolagem	5	4
Pouso	5	4

O vento não compensado na região da missão possui velocidades mínimas e máximas nas direções  $x$  e  $y$  conforme indicadas na Tabela 4.2, e a margem de trajetória é  $MT = 50m$ .

TAB. 4.2: Velocidades Não Compensadas do Vento.

Direção	Velocidade Mínima (m/s)	Velocidade Máxima (m/s)
Direção x	0,1	0,2
Direção y	0,1	0,2

### 4.3 AUTÔMATO HÍBRIDO MODELADOR DA MISSÃO

Nesta seção apresenta-se o autômato híbrido modelador da missão. Os elementos do autômato híbrido são descritos sequencialmente e, ao final da seção, apresenta-se um exemplo de modelagem.

#### 4.3.1 ESTRUTURAÇÃO

Considerando o autômato híbrido apresentado na Seção 3.2, o autômato híbrido modelador da missão é estruturado segundo os seguintes elementos, vide Figura 4.4: as variáveis contínuas, os locais, as transições, as etiquetas de transição e o estado inicial. Cada local é caracterizado pelo seu nome, sua atividade e seu invariante. Cada transição é caracterizada pelo local de origem, o local de destino, o guarda, a condição de reinicialização e a etiqueta associada. O estado inicial é composto por um local inicial e uma condição inicial no espaço de variáveis contínuas.

#### 4.3.2 VARIÁVEIS CONTÍNUAS

As variáveis contínuas do autômato híbrido modelador da missão são: as coordenadas da posição do VANT no sistema de plano-tangente  $x$ ,  $y$  e  $z$ ; a quantidade de combustível  $f$ ; e o contador do tempo de observação  $t_s$ . As unidades são: metros para  $x$ ,  $y$  e  $z$ ; gramas para  $f$ ; e segundos para  $t_s$ .

Todas as variáveis assumem valores no conjunto dos reais, havendo as seguintes restrições: (i)  $z \leq 0$ , considerando que a orientação do eixo  $z$  é para baixo no sistema de coordenadas plano-tangente e que o ponto de origem é  $(0, 0, 0)$  sobre a superfície mais baixa do cenário da missão; (ii)  $t_s \geq 0$ ; e  $0 \leq f \leq f_0$ , em que  $f_0$  é a quantidade inicial de combustível.

#### 4.3.3 LOCAIS

São definidos sete locais para o autômato híbrido modelador da missão: três locais terminais, a saber *LANDED*, *NO\_FUEL*, *WIPEOUT*; um local correspondente à decolagem, *TAKEOFF*; um local correspondente ao pouso, *LANDING*; um local



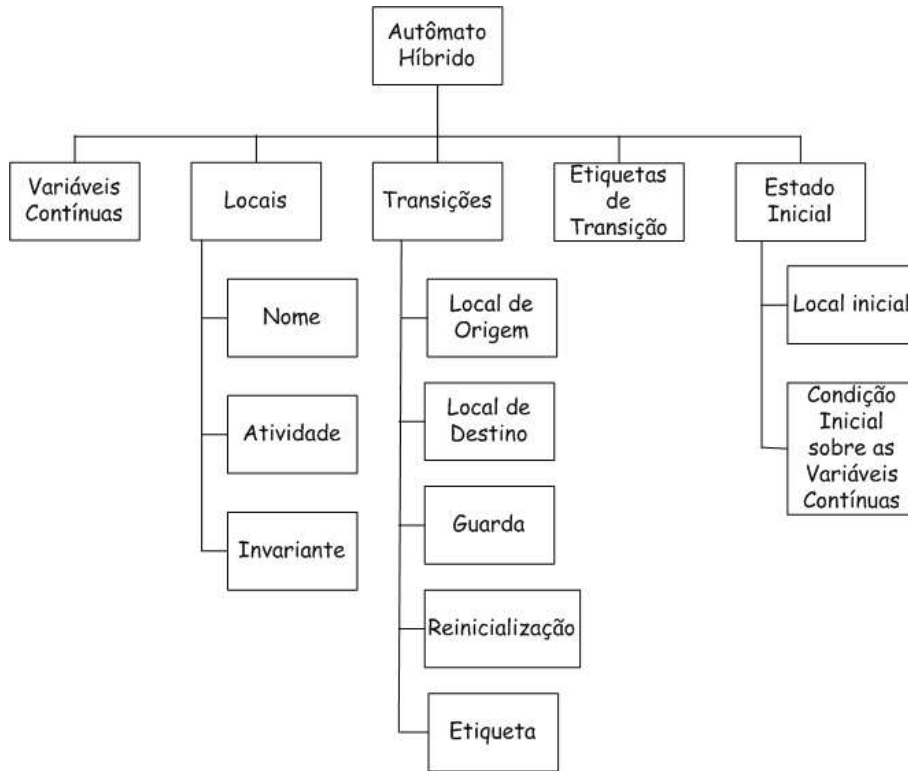


FIG. 4.4: Estruturação do Autômato Híbrido Modelador da Missão.

correspondente ao deslocamento entre dois pontos de passagem,  $WP_i$  e  $WP_{i+1}$ , a uma certa velocidade nominal,  $v_j$ ,  $WP_i - WP_{i+1} - v_j$ ; e um local correspondente ao sobrevoo do ponto  $WP_i$ ,  $WP_i_s$ .

Os locais terminais são *LANDED*, *NO\_FUEL* e *WIPEOUT*. O local *LANDED* representa o VANT pousado. Já o local *NO\_FUEL* representa a condição de término de combustível durante o voo. Enquanto o local *WIPEOUT* representa a violação da margem de trajetória por ação do vento não compensado. Os locais terminais não possuem transições que saem dos mesmos. As atividades nos locais terminais são definidas como nulas, isto é:

$$\begin{aligned} \dot{x} &= 0 \\ \dot{y} &= 0 \\ \dot{z} &= 0 \\ \dot{f} &= 0 \\ \dot{t}_s &= 0, \end{aligned}$$

a significar que a dinâmica do VANT não evolui nestes locais. Os invariantes nos locais terminais são definidos como verdadeiros, (*true*) a significar que as variáveis contínuas podem assumir quaisquer valores nestes locais. A Figura 4.5<sup>6</sup> ilustra os locais terminais.

<sup>6</sup>Os autômatos híbridos, a seguir, possuem a seguinte notação:  $x'$  significa a derivada de  $x$

Também são representadas na Figura 4.5 as transições que levam a esses locais, explicadas na próxima sub-seção.

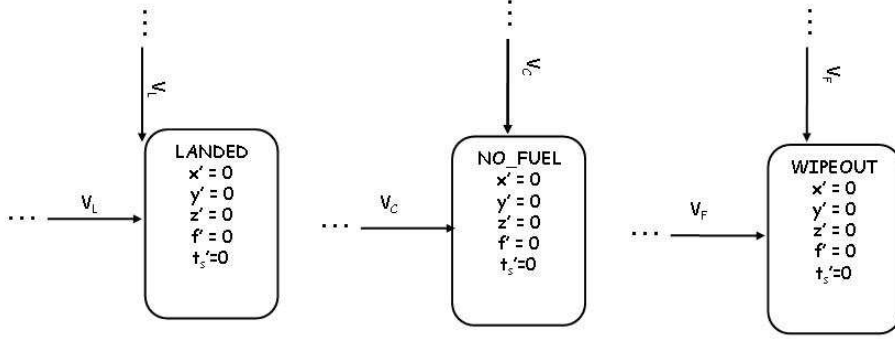


FIG. 4.5: Locais Terminais.

O local que representa a manobra de decolagem é denominado *TAKEOFF*. A atividade neste local é definida por:

$$\begin{aligned} \dot{x} &= 0 \\ \dot{y} &= 0 \\ \dot{z} &= -v_d \\ \dot{f} &= -s_d \\ \dot{t}_s &= 0, \end{aligned}$$

em que  $v_d$  e  $s_d$  representam, respectivamente, a velocidade de decolagem e o consumo específico de combustível na decolagem. O invariante do local *TAKEOFF* é:

$$z \geq -h$$

em que  $h$  é a altura do voo. Observa-se que a orientação do eixo  $z$  no sistema de coordenadas plano-tangente é de cima para baixo.

O local que representa a manobra de pouso é denominado *LANDING*. A atividade neste local é definida por:

$$\begin{aligned} \dot{x} &= 0 \\ \dot{y} &= 0 \\ \dot{z} &= v_p \\ \dot{f} &= -s_p \\ \dot{t}_s &= 0, \end{aligned}$$

em que  $v_p$  e  $s_p$  representam, respectivamente, a velocidade de pouso e o consumo específico de combustível no pouso. O invariante do local *LANDING* é:

$$z \leq 0.$$

A Figura 4.6 ilustra os locais *TAKEOFF* e *LANDING*. Também são representadas na Figura 4.6 as transições que emanam desses locais, explicadas na próxima sub-seção.

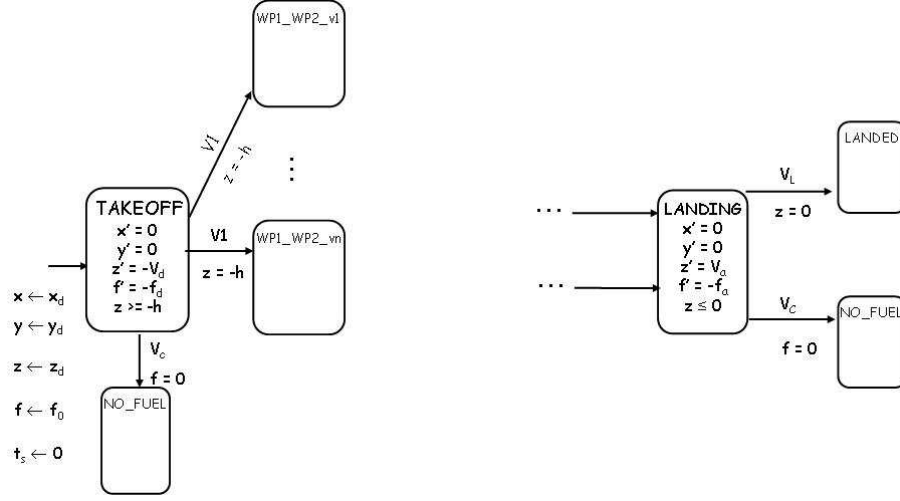


FIG. 4.6: Locais *TAKEOFF* e *LANDING*.

Para definição do local que representa o deslocamento entre dois pontos de passagem, no esquema da Figura 4.7 ilustram-se os elementos a serem considerados. O VANT se desloca do ponto  $WP_i$ , com coordenadas  $(x_i, y_i, h)$ , ao ponto  $WP_{i+1}$ , com coordenadas  $(x_{i+1}, y_{i+1}, h)$ , em que  $h$  é a altura do voo, com velocidade nominal  $v_j$ . A velocidade  $v_j$  é escolhida dentre uma das possíveis velocidades nominais que o VANT pode desenvolver,  $v_1, \dots, v_m$ , e possui um correspondente consumo específico de combustível  $s_j$ . A margem de trajetória  $MT$  define a região aceitável para a trajetória do VANT entre os pontos  $WP_i$  e  $WP_{i+1}$ .

Para cada velocidade nominal  $v_j$  e etapa que define o deslocamento entre os pontos de passagem  $WP_i$  e  $WP_{i+1}$ , define-se um local no Autômato Híbrido Modelador da Missão denominado  $WP_i\_WP_{i+1}\_v_j$ . Tal denominação visa a geração automática dos nomes dos locais com base nos dados da missão.

As velocidades do VANT nas direções  $x$  e  $y$  são definidas pela composição da velocidade nominal  $v_j$  com as velocidades mínimas e máximas do vento nas direções  $x$  e  $y$ ,  $v_{w,x,min}$ ,  $v_{w,y,min}$ ,  $v_{w,x,max}$  e  $v_{w,y,max}$ , respectivamente, como descrito a seguir. Primeiramente a velocidade do VANT é decomposta nas direções  $x$  e  $y$ :

$$v_{j,x} = v_j \cos \theta$$

$$v_{j,y} = v_j \sin \theta$$

em que  $\theta$  é o ângulo que a trajetória do VANT faz com a direção horizontal, vide Figura

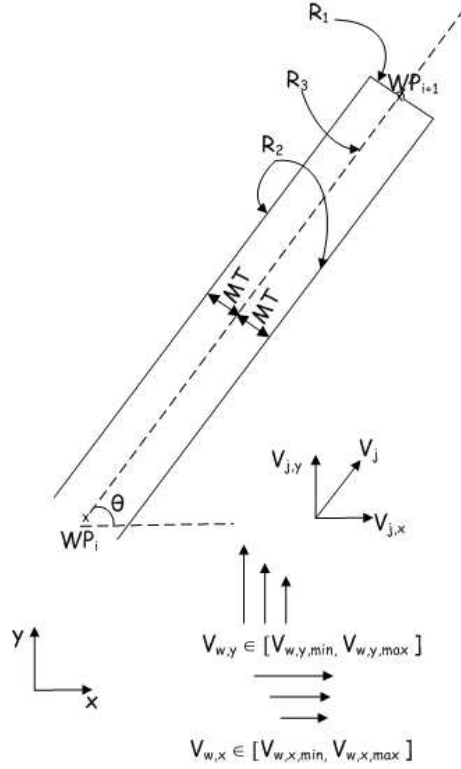


FIG. 4.7: Ilustração do deslocamento entre dois pontos de passagem.

4.7, dado por:

$$\tan\theta = \frac{y_{i+1} - y_i}{x_{i+1} - x_i}.$$

Em seguida são determinadas as velocidades mínimas e máximas nas direções  $x$  e  $y$ :

$$v_{x,min} = \min\{v_{j,x} + v_{w,x,min}, v_{j,x} + v_{w,x,max}\}$$

$$v_{x,max} = \max\{v_{j,x} + v_{w,x,min}, v_{j,x} + v_{w,x,max}\}$$

$$v_{y,min} = \min\{v_{j,y} + v_{w,x,min}, v_{j,y} + v_{w,x,max}\}$$

$$v_{y,max} = \max\{v_{j,y} + v_{w,x,min}, v_{j,y} + v_{w,x,max}\}$$

Por fim, define-se a atividade do local  $WP_i\_WP_{i+1}\_v_j$  como sendo:

$$\dot{x} \in [v_{x,min}, v_{x,max}]$$

$$\dot{y} \in [v_{y,min}, v_{y,max}]$$

$$\dot{z} = 0$$

$$\dot{f} = -s_j$$

$$\dot{t}_s = 0.$$

Observe que as dinâmicas das variáveis  $x$  e  $y$  são dadas por inclusões diferenciais (HENZINGER, 1996).

O invariante do local  $WP_i\_WP_{i+1}\_v_j$  é definido pelo retângulo no plano  $x \times y$  em que dois lados opostos estão centrados nos pontos  $WP_i$  e  $WP_{i+1}$  e cuja largura é dada por duas vezes a margem de trajetória ( $MT$ ), vide Figura 4.6. Pode-se demonstrar que o invariante é o retângulo interior às seguintes retas:

$$-(y_{i+1} - y_i)x + (x_{i+1} - x_i)y = y_i x_{i+1} - y_{i+1} x_i + MT \sqrt{(x_{i+1} - x_i)^2 + (y_{i+1} - y_i)^2}$$

$$-(y_{i+1} - y_i)x + (x_{i+1} - x_i)y = y_i x_{i+1} - y_{i+1} x_i - MT \sqrt{(x_{i+1} - x_i)^2 + (y_{i+1} - y_i)^2}$$

$$(y_{i+1} - y_i)x + (x_{i+1} - x_i)y = y_{i+1}(y_{i+1} - y_i) + x_i(x_{i+1} - x_i)$$

$$(y_{i+1} - y_i)x + (x_{i+1} - x_i)y = -y_{i+1}(y_{i+1} - y_i) - x_i(x_{i+1} - x_i)$$

A Figura 4.8 ilustra um local de deslocamento entre dois pontos de passagem. Também são representadas na Figura 4.8 as transições que emanam desses locais, explicadas na próxima sub-seção.

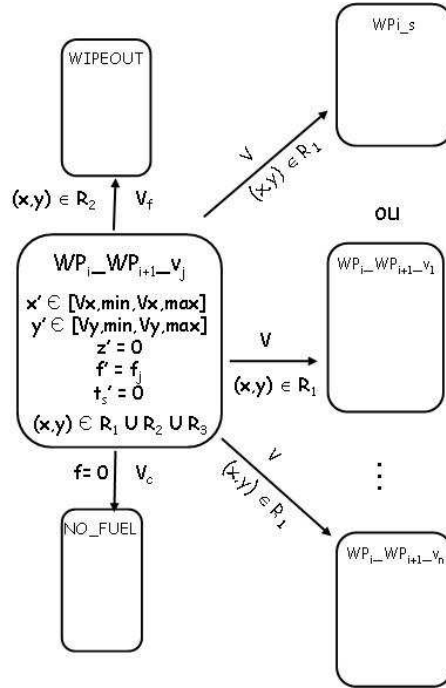


FIG. 4.8: Local de deslocamento entre dois pontos de passagem.

Por fim, são definidos locais de sobrevoos dos pontos de passagem  $WP_i$ , quando definido o tempo de observação  $T_{obs,i}$  para esses pontos. O nome do local é definido como  $WP_i\_s$  e a atividade no local é:

$$\dot{x} = 0 \quad \dot{y} = 0 \quad \dot{z} = 0 \quad \dot{f} = -s_h \quad \dot{t}_s = 1,$$

em que  $s_h$  é o consumo do voo pairado e a variável  $t_s$  é utilizada para determinar o tempo de sobrevo. O invariante do local  $WP_{i\_s}$  é dado por:

$$t_s \leq T_{obs,i}$$

a significar o tempo total requerido para o sobrevo.

A Figura 4.9 ilustra um local de sobrevo de um ponto de passagem. Também são representadas na Figura 4.9 as transições que emanam desses locais, explicadas na próxima sub-seção.

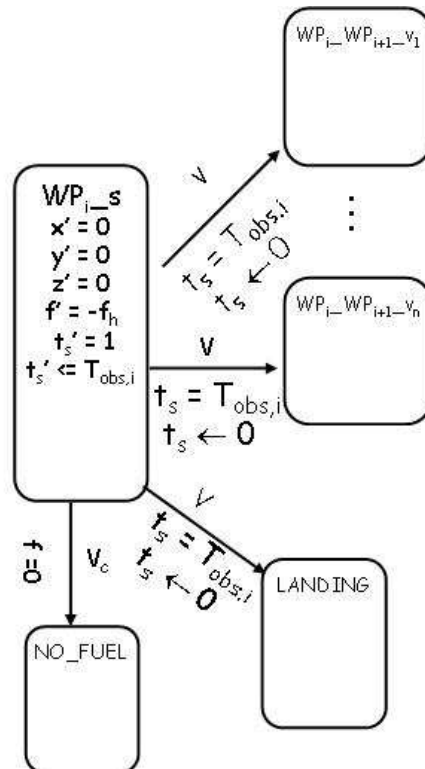


FIG. 4.9: Local de sobrevo de um ponto de passagem.

#### 4.3.4 TRANSIÇÕES

São definidas seis famílias de transições para o autômato híbrido modelador da missão, a saber: término de decolagem, término de deslocamento entre pontos de passagem, término de sobrevo, pouso, término de combustível, e violação da margem de trajetória.

O término da decolagem é marcado por uma família de transições que possuem o local *TAKEOFF* como origem. O guarda destas transições é  $z = -h$ , a significar que o VANT atingiu a altura de voo  $h$ .

Retomando a Figura 4.2, sejam  $DEC$  o ponto de decolagem, com coordenadas  $(0, 0, 0)$ , e  $DEC'$  o ponto justo acima do ponto de decolagem, com coordenadas  $(0, 0, -h)$ .

Dependendo da próxima etapa da missão, as transições de fim da decolagem se configuram como tendo um dos seguintes possíveis locais de destino: (i) se a próxima etapa é o pouso, o local de destino é *LANDING*; (ii) se a próxima etapa é o sobrevoado do ponto *DEC'*, o local de destino é o local de sobrevoado *DEC'\_s*; e (iii) se a próxima etapa for o deslocamento de *DEC'* para o primeiro ponto de passagem *WP<sub>1</sub>*, haverá uma transição para cada local de deslocamento *DEC'\_WP<sub>1</sub>\_v<sub>j</sub>*, em que *v<sub>j</sub>* é uma possível velocidade nominal do veículo.

A família de transições que marcam o final da decolagem deve possuir mesma etiqueta de evento, criada automaticamente na geração do autômato híbrido modelador da missão. A condição de reinicialização para essa família de transições deve simplesmente copiar o valor das variáveis contínuas no momento da ocorrência da transição como valores iniciais para o próximo local. Essa condição é expressa da seguinte forma:

$$\begin{aligned}x' &\leftarrow x \\y' &\leftarrow y \\z' &\leftarrow z \\f' &\leftarrow f \\t'_s &\leftarrow t_s,\end{aligned}$$

em que *x* é o valor da variável *x* no local de origem quando da ocorrência da transição, *x'* é o novo valor da variável *x* no local de destino da transição e  $\leftarrow$  é a atribuição.

O final da etapa do deslocamento do ponto *WP<sub>i</sub>* para o ponto *WP<sub>i+1</sub>* com velocidade nominal *v<sub>j</sub>* define uma família de transições que partem do local de deslocamento *WP<sub>i</sub>\_WP<sub>i+1</sub>\_v<sub>j</sub>*.

Considerando a Figura 4.6, que trata dos elementos da etapa do deslocamento entre os pontos de passagem, o guarda da família de transições que partem do local de deslocamento *WP<sub>i</sub>\_WP<sub>i+1</sub>\_v<sub>j</sub>* é o lado do retângulo do invariante de *WP<sub>i</sub>\_WP<sub>i+1</sub>\_v<sub>j</sub>* que contém o ponto *WP<sub>i+1</sub>*, ou seja, é a porção da reta:

$$(y_{i+1} - y_i)x + (x_{i+1} - x_i)y = y_{i+1}(y_{i+1} - y_i) + x_i(x_{i+1} - x_i)$$

que dista até *MT* do ponto *WP<sub>i+1</sub>*.

Dependendo da próxima etapa da missão, a família de transições que partem do local *WP<sub>i</sub>\_WP<sub>i+1</sub>\_v<sub>j</sub>* pode se configurar como tendo um dos seguintes possíveis locais de destino: (i) se a próxima etapa é o pouso, o estado de destino é *LANDING*; (ii) se a próxima etapa é o sobrevoado de *WP<sub>i+1</sub>*, o local de destino é o local de sobrevoado *WP<sub>i+1</sub>\_s*; e (iii) se a próxima etapa for o deslocamento de *WP<sub>i+1</sub>* para o próximo ponto de passagem

$WP_{i+2}$ , haverá uma transição para cada local de deslocamento  $WP_{i+1}WP_{i+2}v_j$ , em que  $v_j$  é uma possível velocidade nominal do veículo.

A família de transições que partem do local do estado  $WP_iWP_{i+1}v_j$  deve possuir mesma etiqueta de evento e a condição de reinicialização deve copiar o valor das variáveis contínuas no momento da ocorrência da transição.

O término do sobrevoo de um ponto de passagem  $WP_i$ , com tempo de observação  $T_{obs,i}$  define uma família de transições que partem do local de sobrevoo  $WP_i_s$ . O guarda destas transições é  $t_s = T_{obs,i}$ , a significar o término da contagem do tempo de observação.

Dependendo da próxima etapa da missão, a família de transições de término de sobrevoo pode ter um dos possíveis estados de destino: (i) se a próxima etapa é o pouso, o estado de destino é *LANDING*; e (ii) se a próxima etapa for o deslocamento de  $WP_i$  para  $WP_{i+1}$ , haverá uma transição para cada local de deslocamento  $WP_iWP_{i+1}v_j$ , em que  $v_j$  é uma possível velocidade nominal do veículo.

A família de transições de término de sobrevoo deve possuir mesma etiqueta de evento e a condição de reinicialização deve zerar o contador  $t_s$  enquanto copia o valor das outras variáveis. Assim, a condição de reinicialização é:

$$\begin{aligned}x' &\leftarrow x \\y' &\leftarrow y \\z' &\leftarrow z \\f' &\leftarrow f \\t'_s &\leftarrow 0.\end{aligned}$$

Tendo o local *LANDING* como origem, define-se uma transição para o local *LANDED*, com guarda  $z = 0$ , representando o pouso da aeronave. A etiqueta desta transição é arbitrada como sendo  $v_L$  e a condição de reinicialização deve simplesmente copiar o valor das variáveis contínuas no momento da ocorrência da transição.

A partir de todos os locais não-terminais define-se uma transição para o local *NO\_FUEL*, com guarda  $f = 0$ , a representar o esgotamento do combustível. A etiqueta dessas transições é arbitrada como sempre sendo  $v_C$  e a condição de reinicialização deve também simplesmente copiar o valor das variáveis contínuas no momento da ocorrência da transição.

Para representar a violação da margem da trajetória pelo VANT por ação do vento não compensado são definidas transições que ligam os locais de deslocamento  $WP_iWP_{i+1}v_j$  ao local *WIPEOUT*. Considerando a Figura 4.6, o guarda destas transições se constitui das arestas laterais do retângulo do invariante de  $WP_iWP_{i+1}v_j$



paralelas ao eixo  $WP_i - WP_{i+1}$ . A etiqueta dessas transições deve ser  $v_F$  e a condição de reinicialização deve copiar o valor das variáveis contínuas no momento da ocorrência da transição.

#### 4.3.5 ETIQUETAS DE TRANSIÇÃO

As etiquetas de transição que entram nos estados terminais são diferenciadas para uso na síntese de supervisores. Assim, definem-se as etiquetas de evento  $v_L$ , VANT terminou o pouso,  $v_C$ , falta de combustível, e  $v_F$ , saída da margem de trajetória por ação do vento não compensado, para indicar transições para os estados *LANDED*, *NO\_FUEL* e *WIPEOUT*, respectivamente.

Os nomes das outras etiquetas de transição não são relevantes e sua criação é automática a partir da nomenclatura dos elementos da missão. A única restrição, também fundamental para o procedimento de síntese, é que a passagem de uma etapa a outra do voo corresponda a uma mesma etiqueta de transição. Isso para que, para uma mesma dada etiqueta de evento correspondente à passagem para uma nova etapa, possa haver diferentes opções de escolha para o comportamento do VANT.

#### 4.3.6 ESTADO INICIAL

O estado inicial do autômato híbrido modelador da missão é caracterizado por:  $(x, y, z) = (0, 0, 0)$ , as coordenadas do ponto de decolagem,  $t_s = 0$ ,  $f = f_0$ , a quantidade inicial de combustível, e o local *TAKEOFF*.

#### 4.3.7 EXEMPLO

Como forma de ilustração, foi gerado o AH da Figura 4.10, correspondente à missão ilustrada na Seção 4.2.

### 4.4 CONSTRUÇÃO DO AUTÔMATO C/E

Esta seção descreve o processo de geração do autômato condição/evento que modela a missão com VANT. O procedimento de cômputo dos estados diretamente alcançáveis de um autômato híbrido, vide Seção 3.3, está envolvido nesse processo de forma a ser detalhada a seguir.

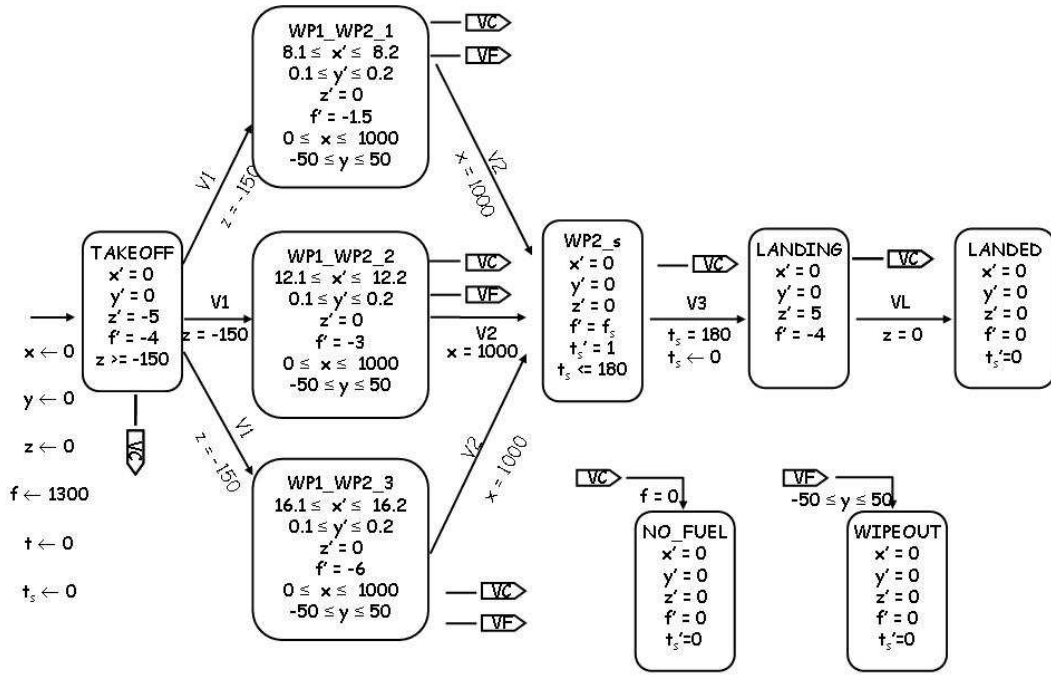


FIG. 4.10: Autômato Híbrido modelador da missão

#### 4.4.1 ALGORITMO

O algoritmo apresentado nas tabelas 4.3 e 4.4 é a proposta de construção do autômato Condição/Evento  $H$  a partir do autômato híbrido  $\mathcal{H}$ .

Cada estado simbólico do autômato C/E  $H(u_i, X_i)$  é composto por um local do AH modelador da missão  $u_i$  e uma região de entrada  $X_i$ , um subconjunto do espaço de estados contínuos que indicam os estados de entrada no local. Um autômato híbrido auxiliar é montado fazendo como estado inicial o estado simbólico que está sendo analisado e, copiando-se do AH modelador todos os locais atingidos por transições a partir do local do estado simbólico.

Nas linhas de 10 a 14 desse algoritmo, definem-se as transições do estado inicial  $q_0$  do autômato C/E  $H$  aos estados iniciais definidos pelos possíveis estados iniciais do Autômato Híbrido  $\mathcal{H}$ .

Nas linhas 15 e 16, define-se a construção recursiva do espaço de estados do autômato Condição/Evento.

Na linha 17, define-se um autômato híbrido auxiliar  $\mathcal{H}_i$  com as seguintes características

- Locais: local do estado simbólico, mais todos os locais atingidos a partir do local do estado simbólico no AH da missão;

TAB. 4.3: Algoritmo de Construção do Autômato C/E – Parte 1

1	<b>Entrada</b>
2	Autômato Híbrido $\mathcal{H} = (X, U, V, F, I, E, G, J, L, S_0)$
3	<b>Início</b>
4	Definir o estado inicial $q_0$
5	Definir o evento de inicialização $v_0$
6	$V^+ \leftarrow V \cup v_0$
7	$\Sigma \leftarrow V^+ \times U$
8	$Q \leftarrow \{q_0\}$
9	$Q' \leftarrow \emptyset$
10	Para cada $(u_{0i}, X_{0i}) \in S_0$
11	$\delta(q_0, (v_0, u_{0i})) \leftarrow (u_{0i}, X_{0i})$
12	$Q \leftarrow Q \cup \{(u_{0i}, X_{0i})\}$
13	$Q' \leftarrow Q' \cup \{(u_{0i}, X_{0i})\}$
14	fim para
15	Enquanto $Q' \neq \emptyset$
16	Selecione e retire $s = (u_i, X_i)$ de $Q'$
17	$\mathcal{H}_i \leftarrow (X, U, V, F_i, I, E_i, G, J, L, S_{0i})$ em que:
	$E_i \subset E$ contém apenas os pares $(u, u') \in E$ em que $u = u_i$
	$F_i \leftarrow 0$ para todo $u_j$ tal que $(u_i, u_j) \in E_i$
	$F_i \leftarrow F$ caso contrário
	$S_{0i} \rightarrow \{(u_i, X_i)\}$
18	Calcular $post(\mathcal{H}_i, S_{0i})$

TAB. 4.4: Algoritmo de Construção do Autômato C/E – Parte 2

19	Para cada $(u_j, X_j) \in \text{post}(\mathcal{H}_i, S_{0i})$ com $X_j \neq \emptyset$ e $u_i \neq u_j$
20	Se $u_j \neq \text{WIPEOUT}, \text{NO\_FUEL}$ ou $\text{LANDED}$
21	Se $(u_j, X_i) \notin Q$ então
22	$Q \leftarrow Q \cup \{(u_j, X_j)\}$
23	$Q' \leftarrow Q' \cup \{(u_j, X_j)\}$
24	Fim se
25	Senão
26	Se já existe $(u_j, X'_j) \in Q$ fazer
27	Remover $(u_j, X'_j)$ de $Q$ e $Q'$
28	$(u_j, X_j) \leftarrow (u_j, X_j \cup X'_j)$
29	Fim se
30	$Q \leftarrow Q \cup \{(u_j, X_j)\}$
31	$Q' \leftarrow Q' \cup \{(u_j, X_j)\}$
32	Fim Se
33	$v_{ij} \leftarrow L((u_i, u_j))$
34	$\delta((u_i, X_i), (v_{ij}, u_j)) \leftarrow (u_j, X_j)$
35	Fim para
36	Fim enquanto
37	<b>Fim</b>
38	<b>Saída</b>
39	Autômato C/E $H = (\Sigma, Q, q_0, \delta)$

- A atividade do local do estado simbólico é copiada, já a atividade dos outros locais é nula ( $\dot{x} = 0, \dot{y} = 0, \dots$ )
- Os invariantes dos locais são copiados do AH original;
- Apenas as transições que envolvem o local do estado simbólico como estado de partida são copiadas. Os outros locais são locais de poço;
- O estado inicial do AH auxiliar é definido como sendo o próprio estado simbólico em análise.

Na linha 19, calcula-se  $post(\mathcal{H}_i, S_{0i})$ , o conjunto alcançável diretamente por  $\mathcal{H}_i$ , a partir de  $S_{0i}$ . Esta é realizada utilizando-se o verificador de modelos PHAVer.

A região alcançável é composta por estados simbólicos dados pelo local alcançado e a região alcançada no invariante do respectivo local. Observe que, a menos do local inicial do AH auxiliar, todos os outros locais possuem atividade nula. Assim, as regiões alcançadas obtidas para esses locais correspondem aos estados de entrada nos respectivos locais.

Nas linhas 19 até 34, constrói-se o autômato C/E, da seguinte forma:

- Para cada estado estado simbólico visitado obtido na região alcançável exceto aquele definido pelo estado de entrada no AH auxiliar em que a região alcançável correspondente é não nula faça:
  - a) Se o estado simbólico não existir na lista de estados simbólicos, adicioná-lo à lista de estados simbólicos como não visitado.  
Para os estados simbólicos cujo local é uma terminação da missão (WIPE-OUT, NO\_FUEL e LANDED) adiciona-se a nova região alcançável obtida (operação lógica 'ou') da região já armazenada para estes estados simbólicos em particular;
  - b) Definir a transição de estados simbólicos de origem ao novo estado simbólico no autômato condição/evento;  
estado de origem: estado simbólico de origem, com índices para as respectivas listas de estados simbólicos, locais e eventos.  
estado de destino: novo estado simbólico com índices para as respectivas listas de estados simbólicos, locais e eventos.

condição: local do estado simbólico com índices para as respectivas listas de estados simbólicos, locais e eventos.

evento: etiqueta de evento da transição que liga os locais com índices para as respectivas listas de estados simbólicos, locais e eventos.

Uma restrição dos AHs abordados nesse trabalho e, conseqüentemente, dos seus autômatos C/E equivalentes é que não deve haver *loops* nesse autômatos. Isso ocorre porque a metodologia apresentada aqui não possui uma condição de comparação dos estados simbólicos do autômato C/E, podendo então ocorrer um número infinito de estados simbólicos, conforme ilustrado nas Figuras 4.11, em que apresenta um autômato híbrido, e 4.12, em que se apresenta um possível autômato C/E correspondente.

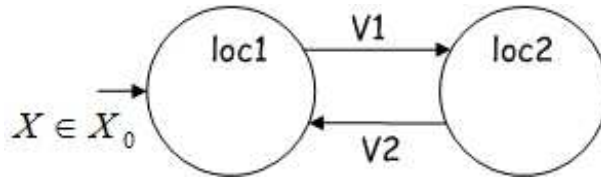


FIG. 4.11: Autômato híbrido com *loops*

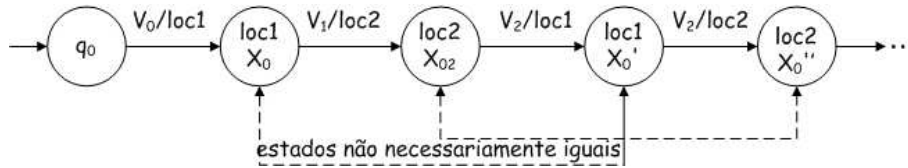


FIG. 4.12: Autômato C/E equivalente a um AH com *loops*

Como no AH modelador da missão  $\mathcal{H}$  (i) não há *loops* fechados de transições, (ii) há estados terminais e (iii) as atividades são do tipo inclusões diferenciais, pode-se demonstrar que o algoritmo apresentado termina num número finito de passos e que o autômato C/E aproximado  $\tilde{H}$  é tal que  $L(\tilde{H}) = L(H) = L(\mathcal{H})$ .

#### 4.4.2 EXEMPLO

Para fins de ilustração, foi construído iterativamente o autômato C/E, Figura 4.13, correspondente ao AH da Figura 4.10. Note que existem transições no AH que não são fisicamente possíveis, o que é refletido no autômato C/E.

Na Figura 4.14 é exibido o primeiro dos AH auxiliares utilizados na construção do autômato C/E obtido pelo PHAVer.

A região alcançável obtida para o autômato auxiliar da Figura 4.14 é mostrada na Tabela 4.5, no formato da ferramenta PHAVer.

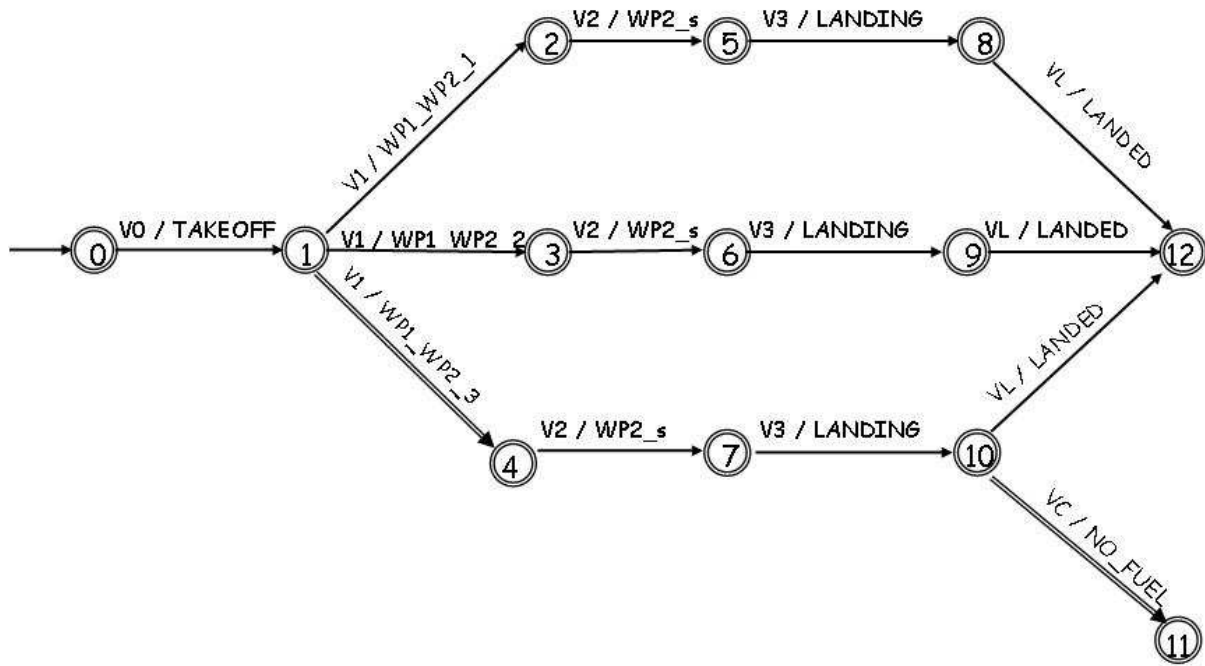


FIG. 4.13: Autômato C/E modelador da missão

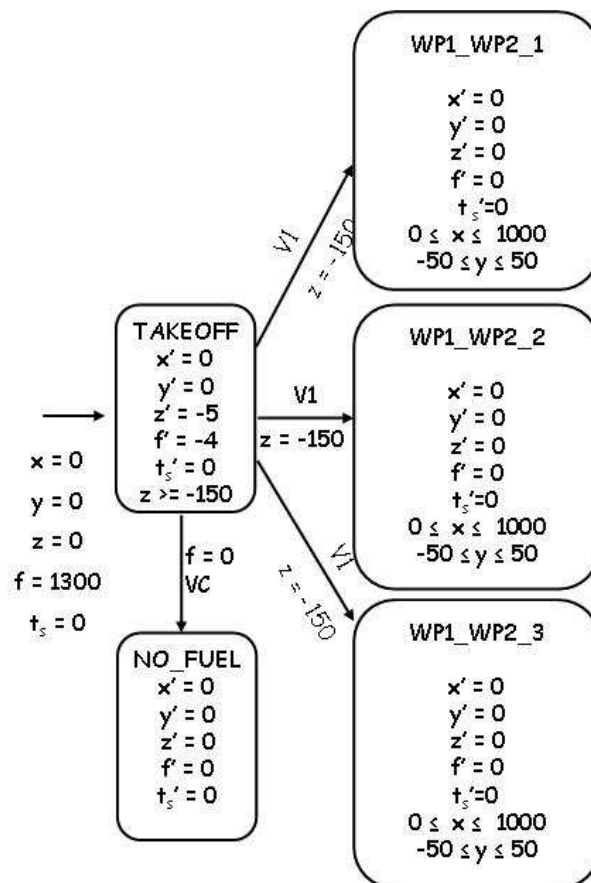


FIG. 4.14: Autômato auxiliar obtido a partir do AH modelador da missão

TAB. 4.5: Saída da Ferramenta PHAVer.

```

reg_alcan = missao1_TAKEOFF_aux.{
TAKEOFF &
(4*z - 5*f == -6500 & z == 0 & ts == 0 & y == 0 &
x == 0 & -z >= 0 & z >= -150 |
f == 1300 & ts == 0 & z == 0 & y == 0 & x == 0),
WP1_WP2_1 & f == 1180 & ts == 0 & z == -150 & y == 0 & x == 0,
WP1_WP2_2 & f == 1180 & ts == 0 & z == -150 & y == 0 & x == 0,
WP1_WP2_3 & f == 1180 & ts == 0 & z == -150 & y == 0 & x == 0};

```

Com a finalidade de ilustração, foi construída a Tabela 4.6 onde encontram-se os estados do autômato C/E da figura 4.13 e suas respectivas regiões de entrada obtidas com o auxílio do PHAVer.

TAB. 4.6: Estados do autômato C/E e suas respectivas regiões de entrada

Estado simbólico	Local	Região de Entrada
0	-	-
1	TAKEOFF	$x = 0 \& y = 0 \& z = 0 \& t_s = 0 \& f = 1300$
2	WP1_WP2_1	$f = 1180 \& t_s = 0 \& z = -150 \& y = 0 \& x = 0$
3	WP1_WP2_2	$f = 1180 \& t_s = 0 \& z = -150 \& y = 0 \& x = 0$
4	WP1_WP2_3	$f = 1180 \& t_s = 0 \& z = -150 \& y = 0 \& x = 0$
5	WP2_s	$2 * f = 2450 \& t_s = 0 \& z = -150 \& x == 1000$ $\& -5 * y >= 30 \& 10 * y >= -30$
6	WP2_s	$f = 1270 \& t_s = 0 \& z == -150 \& x = 1000 \&$ $-5 * y >= 30 \& 10 * y >= -30$
7	WP2_s	$f = 1360 \& t_s = 0 \& z = -150 \& x = 1000 \&$ $-5 * y >= 30 \& 10 * y >= -30$
8	LANDING	$2 * f = 1550 \& t_s = 0 \& z = -150 \& x = 1000 \&$ $-15 * y - 2 * f >= -920 \& -41 * f >= -11360$ $\& 27 * f >= 7420 \& 15 * y + f >= 460$
9	LANDING	$f = 1090 \& t_s = 0 \& z = -150 \& x = 1000 \&$ $-15 * y - f >= -460 \& -61 * f >= -13060 \&$ $121 * f >= 25660 \& 30 * y + f >= 460$
10	LANDING	$f = 1720 \& t_s = 0 \& z = -150 \& x = 1000 \&$ $-30 * y - f >= -460 \& -27 * f >= -2420 \&$ $161 * f >= 14060 \& 60 * y + f >= 460$
11	NO_FUEL	$f = 0 \& t_s = 0 \& z = -4450 \& x = 1000 \&$ $-75 * y - 2 * z >= -850 \& -27 * z >= 1025 \&$ $161 * z >= -6575 \& 75 * y + z >= 425$
12	LANDED	$-2 * f = 1400 \& t_s = 0 \& z = 0 \& x = 1000 \&$ $-5 * y >= 240 \& 10 * y >= -240 \& f = 1060$ $\& t_s = 0 \& z = 0 \& x = 1000 \& -5 * y >= 240 \&$ $10 * y >= -240 \& f = 1780 \& t_s = 0 \& z = 0 \&$ $x = 1000 \& -5 * y >= 240 \& 10 * y >= -240$



## 4.5 SÍNTESE

Na etapa de síntese, define-se a especificação e realiza-se a síntese propriamente dita, que corresponde ao cômputo da máxima linguagem  $vu$ -controlável contida na especificação. Esses passos serão ilustrados por intermédio do exemplo que está sendo tratado ao longo deste capítulo.

A especificação deve corresponder aos requisitos de segurança, a saber: o não esgotamento do combustível durante o voo e a não saída da margem de trajetória por ação do vento não compensado. Tal especificação é expressa por um autômato com *selfloop* de todos os eventos exceto  $v_f$  e  $v_c$ , conforme ilustrado na Figura 4.15.

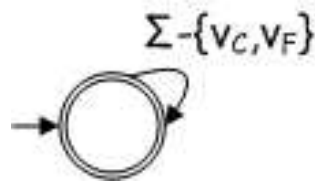


FIG. 4.15: Especificação de Segurança.

Como visto no Capítulo 3, o supervisor é então obtido pela máxima linguagem  $vu$ -controlável contida na linguagem resultante da intersecção projeção inversa da especificação com a linguagem da planta C/E. Para o exemplo corrente, a máxima linguagem  $vu$ -controlável está mostrada na Figura 4.16

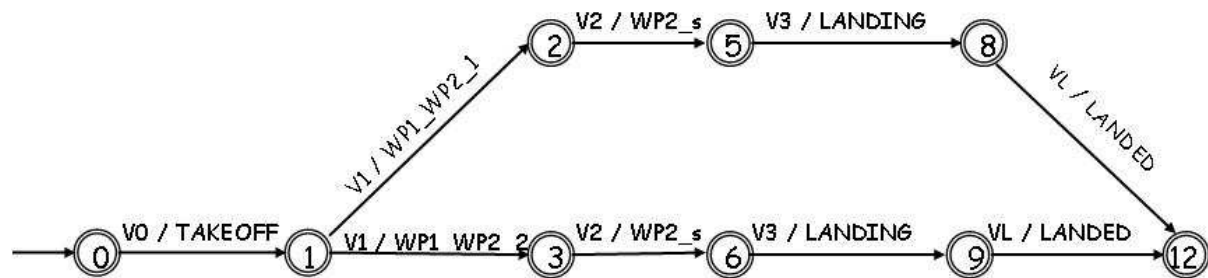


FIG. 4.16: Supervisor para a missão.

Como pode ser visto na figura 4.16, o VANT só pode percorrer o trecho AB com as velocidades mais econômica e mais eficiente. Quando o VANT percorre o trecho AB com velocidade MAX\_SPEED ocorre falta de combustível. Observa-se que não basta cortar o estado 11 do autômato da Figura 4.13, que corresponde à situação indesejada de falta de combustível. Também torna-se necessário eliminar todo o caminho dos estados 4, 7 e 10 que levam a esta situação.

#### 4.6 RESUMO DO CAPÍTULO

Esse capítulo descreveu a metodologia de planejamento de missões com VANT a ser adotada nesse trabalho, utilizando com base teórica o que foi apresentado no capítulo 3. No próximo capítulo será apresentada a estrutura da ferramenta criada, juntamente com exemplos de missões que servirão para estudo de caso.

## 5 IMPLEMENTAÇÃO COMPUTACIONAL E ESTUDOS DE CASO

Este capítulo destina-se a apresentar a ferramenta computacional desenvolvida e alguns estudos de caso para ilustração do emprego da abordagem proposta neste trabalho. Na Seção 5.1 são apresentados os principais aspectos da ferramenta desenvolvida para aplicação da teoria de controle supervisorio de sistemas híbridos ao planejamento de missões de VANTs. Na Seção 5.2 apresenta-se o estudo de caso de uma missão adaptada de (COSTA, 2008a) e, na Seção 5.3, trata-se de uma missão realista descrita em (SEIBEL, 2000).

### 5.1 DESCRIÇÃO DA FERRAMENTA COMPUTACIONAL

A ferramenta desenvolvida baseia-se na integração entre o ambiente MATLAB, o verificador PHAVer (FREHSE, 2005) e a ferramenta para Controle Supervisorio Grail (REISER, 2006). O uso da ferramenta MATLAB proporcionou uma rápida prototipagem de funções, principalmente as funções de integração com as outras ferramentas, e facilitou o desenvolvimento das interfaces com o usuário e dos programas para apresentação dos dados na forma gráfica. A ferramenta PHAVer é utilizada tanto para o cômputo dos estados diretamente alcançáveis na geração do autômato condição/evento que representa a planta, quanto na verificação formal das especificações de segurança. O Grail é utilizado para síntese do supervisor condição/evento. A Figura 5.1 ilustra o esquema de funcionamento da ferramenta, com indicação dos nomes dos programas principais a serem usados.

Com base na Figura 5.1, os principais passos a serem seguidos são:

- O usuário edita um arquivo texto contendo os dados que descrevem a missão, especificamente os objetivos da missão, o contexto operacional, composto pelas condições internas e externas, e os requisitos de segurança. A formatação dos dados será detalhada mais adiante.
- A função gera\_ah.m constroi o autômato híbrido modelador da missão a partir do arquivo texto com os dados da missão. A forma de construção é descrita na Seção 4.3.

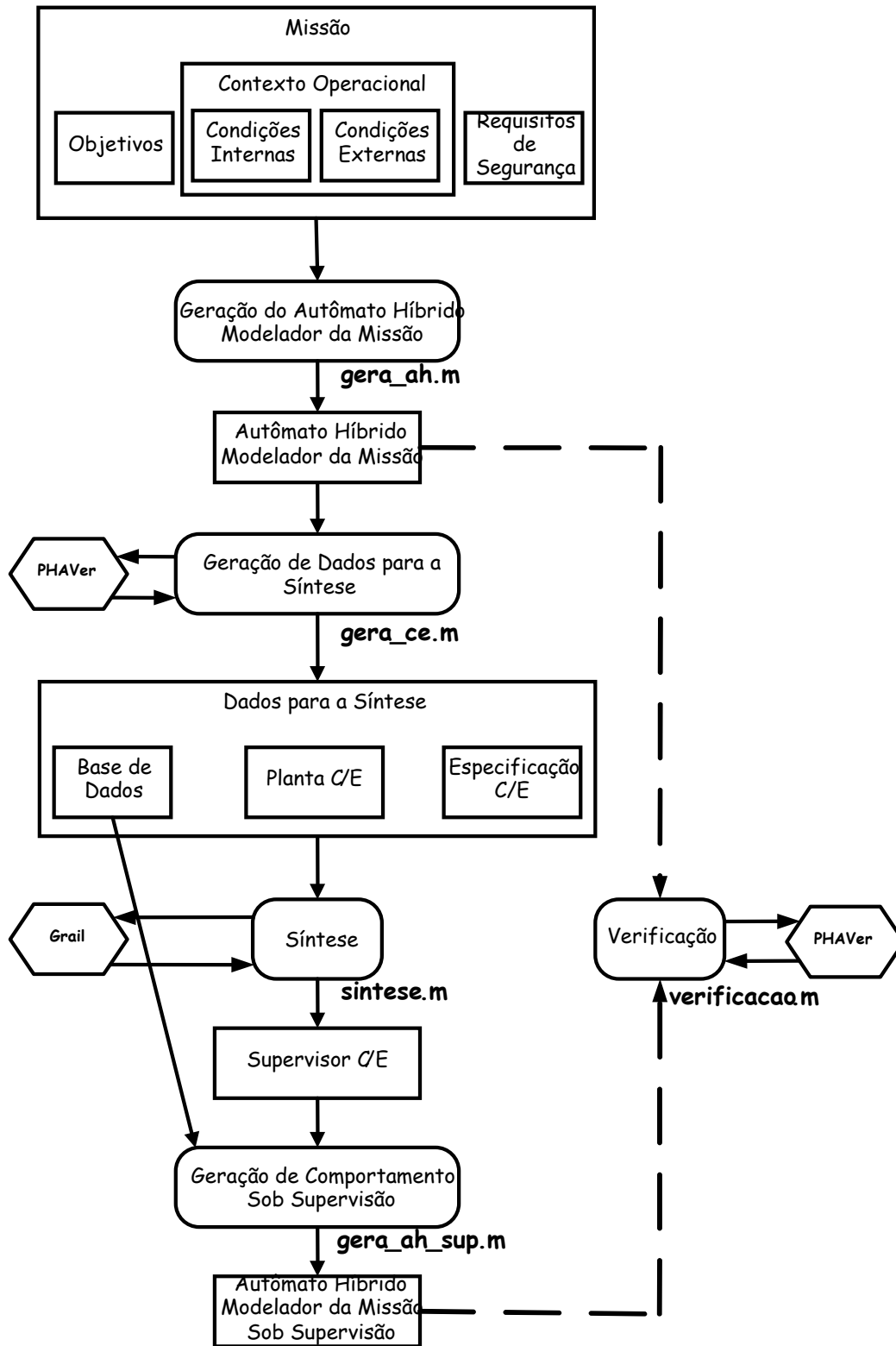


FIG. 5.1: Esquema Geral da Implementação.

- A função `gera_ce.m` obtém, a partir do autômato híbrido modelador da missão: a

planta condição/evento, as especificações condição/evento e uma base de dados para recuperação dos elementos do autômato híbrido modelador da missão a partir dos elementos da planta condição/evento. Essa função realiza a execução do verificador PHAVer para cômputo dos estados diretamente alcançáveis dos autômatos híbridos auxiliares, conforme descrito na Seção 4.4.

- Por intermédio da função `sintese.m`, obtém-se o supervisor condição/evento, dados a planta e as especificações. Utilizam-se as funções de síntese para sistemas condição/evento do Grail para Controle Supervisório, particularmente a função `iok` e `iosupc`.
- A função `gera_ah_sup.m` constrói um autômato híbrido que modela a missão sob supervisão. Neste ponto utilizam-se o supervisor condição/evento e a base de dados para recuperação dos elementos do autômato híbrido modelador da missão.
- A verificação da conformidade dos resultados com os requisitos de segurança pode ser realizada tanto a partir do autômato híbrido modelador da missão quanto do autômato híbrido modelador da missão sob supervisão. São utilizadas rotinas e funções gráficas desenvolvidas em (COSTA, 2008a). A principal função utilizada é `verificacao.m`.

Um exemplo ilustrativo do arquivo texto que descreve a missão é apresentado na Tabela 5.1. Particularmente, este arquivo-texto corresponde à missão descrita na Seção 5.3. A Tabela 5.2 apresenta os elementos que definem o arquivo-texto descritor da missão.

TAB. 5.1: Exemplo de arquivo-texto para definir uma missão.

```

DEC 0 0
POU 0 0
PAS -2247 -118 0
PAS -3051 -3080 0
MT 50
VTX 0.05 0.1
VTY 0 0
ALT 150
HOV 0 0.72
END 9.55 0.27
BRG 15 0.56
MAX 19.1 1.21
FUE 500
VD 5 0.72
VP 6 0.72

```

TAB. 5.2: Elementos do arquivo-texto descritor da missão.

Elemento	Descrição
DEC	coordenadas x e y do ponto de decolagem [m]
POU	coordenadas x e y do ponto de pouso [m]
PAS	coordenadas x e y do(s) ponto(s) de passagem [m] e o tempo de observação [s]
MT	margem de trajetória [m], igual para todos os trechos percorridos pelo VANT
VTX	valores mínimo e máximo da velocidade do vento na direção x [m/s]
VTY	valores mínimo e máximo da velocidade do vento na direção y [m/s]
ALT	altura do voo [m]
HOV	valor da velocidade nominal de voo pairado ( <i>hover</i> ) [m/s] e o respectivo consumo de combustível [g/s]
END	valor da velocidade nominal mais econômica ( <i>endurance</i> ) [m/s] e o respectivo consumo de combustível [g/s]
BRG	valor da velocidade nominal mais eficiente ( <i>best range</i> ) [m/s] e o respectivo consumo de combustível [g/s]
MAX	valor da velocidade nominal máxima [m/s] e o respectivo consumo de combustível [g/s]
VD	valor da velocidade nominal de decolagem [m/s] e o respectivo consumo de combustível [g/s]
VP	valor da velocidade nominal de pouso [m/s] e o respectivo consumo de combustível [g/s]

Os arquivos com os programas da ferramenta, bem como os arquivos referentes aos exemplos tratados nesse capítulo, acompanham esta monografia num CD (vide APÊNDICE 8.1).

## 5.2 PRIMEIRO ESTUDO DE CASO

O primeiro estudo de caso trata-se de uma missão descrita em COSTA (2008a).

Os objetivos da missão são os seguintes, resumidos na Tabela 5.3:

- Decolar do ponto  $(0, 0, 0)$  (coordenadas em metros) até uma altura de 150m;
- Deslocar-se até o ponto  $(1000, 0, -150)$ ;
- Sobrevoar o ponto  $(1000, 0, -150)$  por 3 minutos;
- Retornar ao ponto  $(0, 0, -150)$ ;

- Pousar em  $(0, 0, 0)$ .

TAB. 5.3: Estudo de Caso 1 - Objetivos.

<b>Coordenadas Ponto de Decolagem [m]</b>	$(0, 0, 0)$
<b>Coordenadas do Ponto de Pouso [m]</b>	$(0, 0, 0)$
<b>Coordenadas do Ponto de Passagem 1 [m]</b>	$(1000, 0, -150)$
<b>Tempo de Observação do Ponto de Passagem 1 [s]</b>	180
<b>Altura do voo [m]</b>	150

As condições internas do contexto operacional dizem respeito ao VANT empregado na missão (vide Seção 4.2). Neste caso trata-se de um VANT de asas rotativas com velocidades nominais e respectivos consumos apresentados na Tabela 5.4. A capacidade máxima de combustível do VANT é 1500g.

TAB. 5.4: Estudo de Caso 1 - Contexto Operacional - Condições Internas - Velocidades nominais do VANT com respectivos consumos.

<b>Velocidade Nominal</b>	<b>Valor [m/s]</b>	<b>Consumo [g/s]</b>
Horizontal Mais Econômica	8	1,5
Horizontal Mais Eficiente	12	3,0
Horizontal Máxima	16	6,0
Voo Pairado	0	4,0
Vertical Decolagem	5	4,0
Vertical Pouso	5	4,0

As condições externas do contexto operacional são dadas pelas velocidades do vento não compensado nas direções x e y. Conforme explanado na Seção 4.2, o vento não compensado é aquele que consegue suplantar o sistema de controle do VANT e desviá-lo da trajetória. A Tabela 5.12 apresenta os valores máximos e mínimos do vento não compensado.

TAB. 5.5: Estudo de Caso 1 - Contexto Operacional - Condições Externas - Vento Não Compensado.

<b>Vento Não Compensado</b>	<b>Velocidade Mínima [m/s]</b>	<b>Velocidade Máxima [m/s]</b>
Direção x	0,1	0,2
Direção y	0,1	0,25

Por fim, os requisitos de segurança são que o combustível não se esgote durante o voo e que o VANT não saia da trajetória por ação do vento não compensado. Para este

último requisito, define-se uma margem de trajetória de 50m. A Figura 5.2 resume a definição da missão num esquema geral e a Tabela 5.6 apresenta o respectivo arquivo de dados.

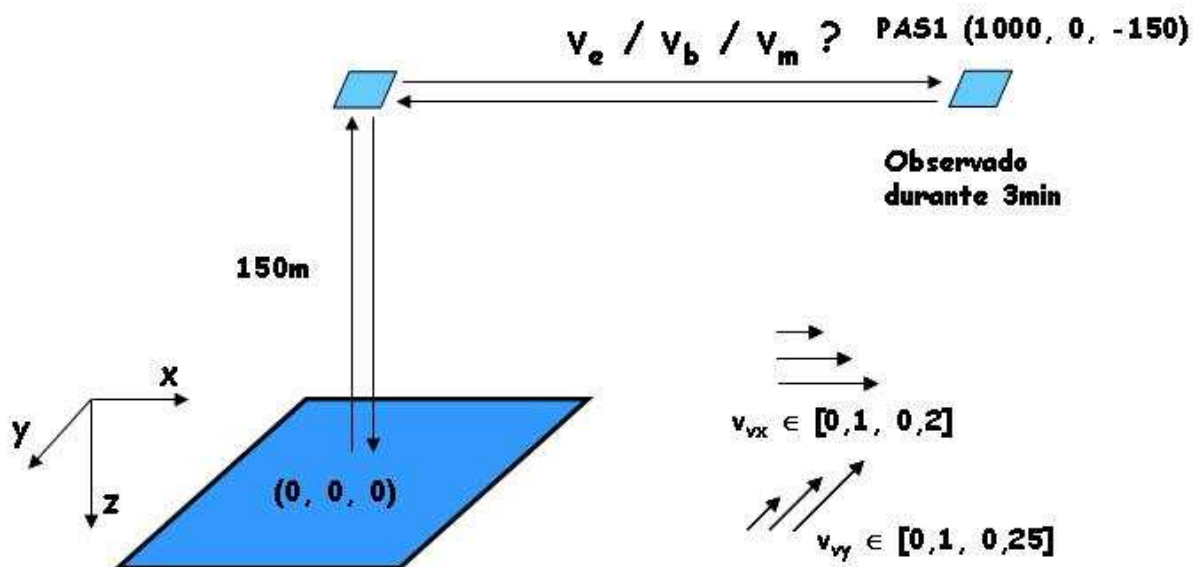


FIG. 5.2: Estudo de Caso 1 - Esquema Geral.

TAB. 5.6: Estudo de Caso 1 - Arquivo da Missão.

```

DEC 0 0
POU 0 0
PAS 1000 0 180
MT 50
VTX 0.1 0.2
VTY 0.1 0.25
ALT 150
HOV 0 4
END 8 1.5
BRG 12 3
MAX 16 6
FUE 1500
VD 5 4
VP 5 4

```

A Figura 5.3 mostra o autômato híbrido modelador da missão gerado automaticamente pela ferramenta (função gera\_ah.m). Observe que os pontos de passagem são nomeados conforme a sequência de etapas para a missão, começando com *WP1* para  $(0, 0, -150)$ , o ponto acima do ponto de decolagem, *WP2* para  $(1000, 0, -150)$ , o ponto a ser observado, e *WP3* para  $(0, 0, -150)$ , o ponto acima do ponto de pouso. Nas Tabelas



5.7 e 5.8 descrevem-se os significados dos locais e eventos do autômato híbrido da Figura 5.3. Também são indicados, nas Tabelas 5.7 e 5.8, os números que vão identificar as condições e eventos da etapa da síntese de supervisores.

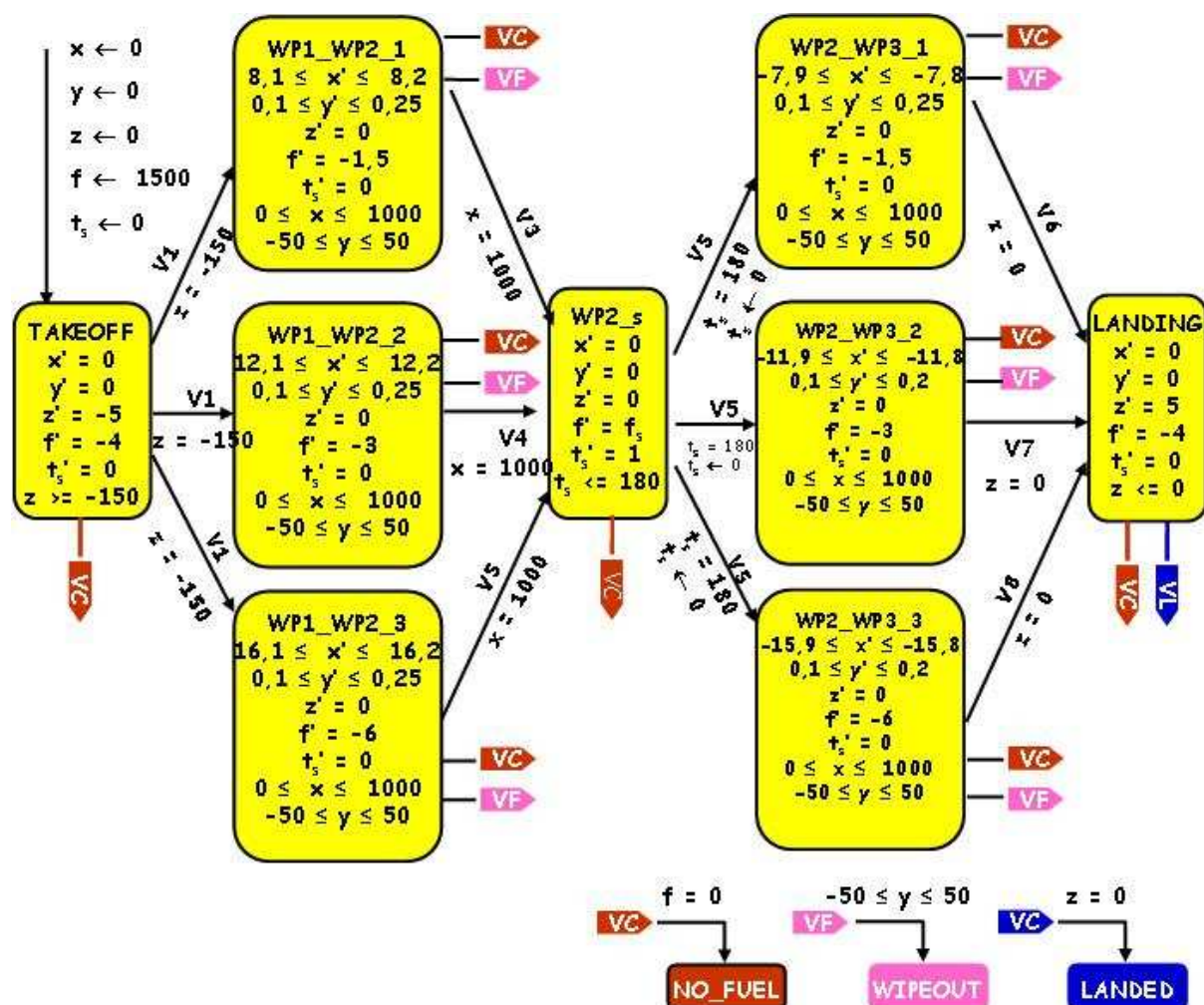


FIG. 5.3: Estudo de Caso 1 - Autômato Híbrido Modelador da Missão.

A Figura 5.4 mostra a planta C/E obtida a partir do autômato híbrido da Figura 5.3 por intermédio da função `gera_ce.m`. As transições da planta C/E são marcadas por um par ordenado  $[n_1, n_2]$  em que  $n_1$  é um número natural que indica o evento que ocorreu e  $n_2$  indica a condição selecionada. As Tabelas 5.7 e 5.8 contém as informações que identificam os números para as condições e eventos. Os estados da planta C/E são números naturais que também possuem uma relação com os locais do autômato híbrido modelador da missão e com certas regiões do seu espaço de estados contínuo, mas que não são indicadas aqui. Na Seção 4.4.2 esta relação é explicitada para um outro exemplo (vide Tabela 4.6).

Na Figura 5.4 são indicados os estados da planta C/E que correspondem ao VANT

TAB. 5.7: Estudo de Caso 1 - Locais / Condições.

Local	Descrição	Número
TAKEOFF	Decolagem	1
WP1_WP2_1	Deslocamento até o ponto de passagem com velocidade mais econômica.	2
WP1_WP2_2	Deslocamento até o ponto de passagem com velocidade mais eficiente.	3
WP1_WP2_3	Deslocamento até o ponto de passagem com velocidade máxima.	4
WP2_s	Sobrevôo do ponto de passagem	5
WP2_WP3_1	Deslocamento até o ponto acima do ponto de pouso com velocidade mais econômica.	6
WP2_WP3_2	Deslocamento até o ponto acima do ponto de pouso com velocidade mais eficiente	7
WP2_WP3_3	Deslocamento até o ponto acima do ponto de pouso com velocidade máxima.	8
WIPEOUT	Saída da margem de trajetória por ação do vento.	9
LANDING	Manobra de pouso.	10
NO_FUEL	Término do combustível durante o voo.	11
LANDED	VANT pousado.	12

TAB. 5.8: Estudo de Caso 1 - Eventos.

Evento	Descrição	Número
V0	Inicialização do Autômato Híbrido.	0
V1	Término da decolagem.	1
V3	Término do deslocamento até o ponto de passagem com velocidade mais econômica.	2
V4	Término do deslocamento até o ponto de passagem com velocidade mais eficiente.	3
V5	Término do deslocamento até o ponto de passagem com velocidade máxima.	4
V2	Término do sobrevoo do ponto de passagem.	5
VF	Saída da margem de trajetória por ação do vento.	6
V6	Término do retorno à cota acima do ponto de pouso com velocidade mais econômica.	7
V7	Término do retorno à cota acima do ponto de pouso com velocidade mais eficiente.	8
V8	Término do retorno à cota acima do ponto de pouso com velocidade máxima.	9
VC	Falta de combustível durante o voo.	10
VL	Término da manobra de pouso.	11

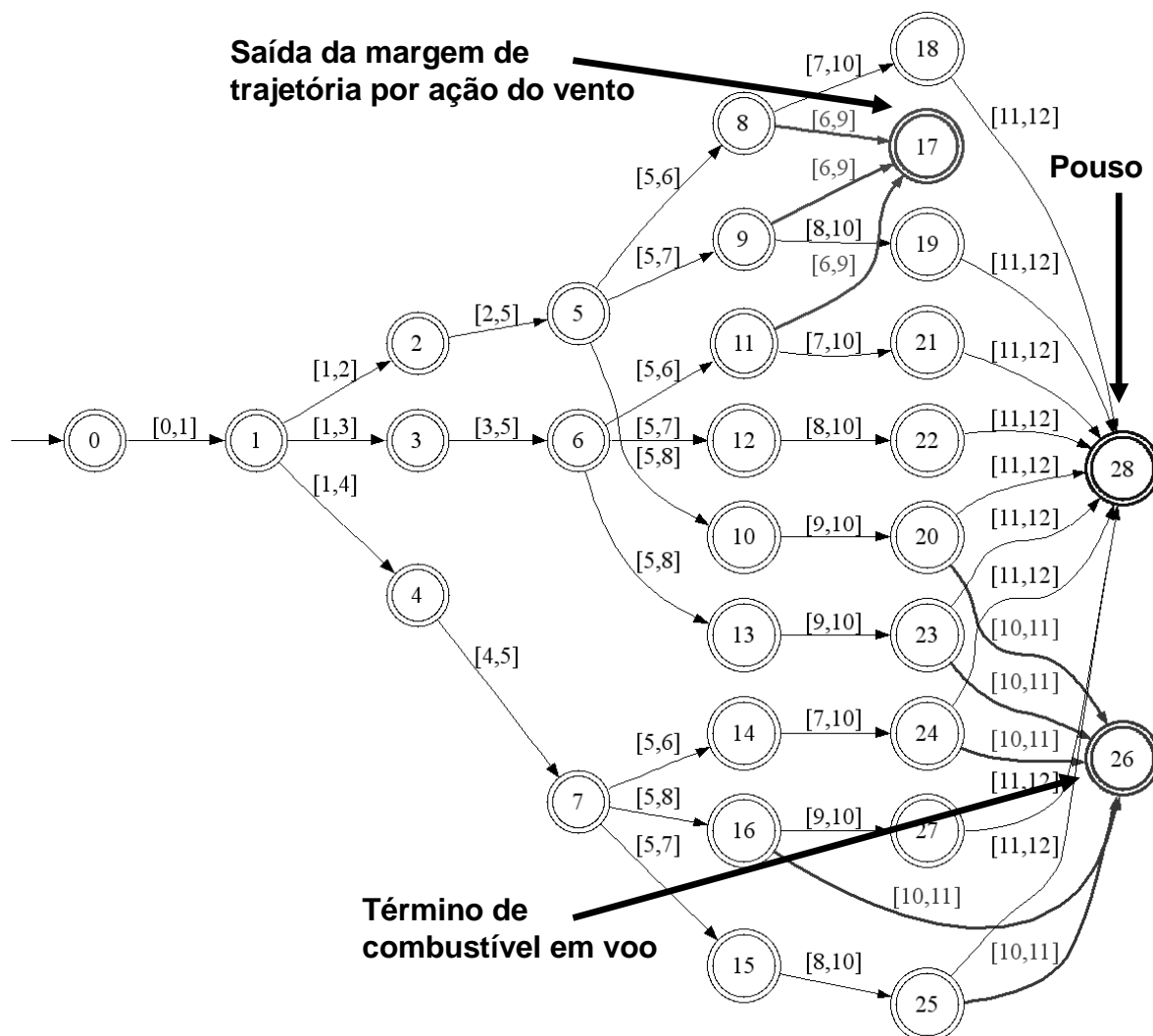


FIG. 5.4: Estudo de Caso 1 - Planta C/E.

pousado (estado 28), esgotamento do combustível com o VANT no ar (estado 26) e saída da margem da trajetória por ação do vento não compensado (estado 17). Assim, para atender às restrições de segurança, os estados 17 e 26 devem ser evitados. A especificação é obtida por eliminação destes estados. Mas não basta isso para gerar o comportamento que seja implementável por um supervisor. Ao se eliminarem os maus estados, a especificação resultante é não vu-controlável. Por exemplo, quando se elimina a transição  $8 \rightarrow [6,9] \rightarrow 17$ , desaparecem todas as transições que possuem 6 como evento para o estado 8, violando-se assim a condição de vu-controlabilidade (vide Seção 3.5). Assim, torna-se necessário o cálculo da máxima linguagem vu-controlável contida na especificação. O resultado deste cálculo é mostrado na Figura 5.5, e o supervisor resultante é mostrado na Figura 5.6.

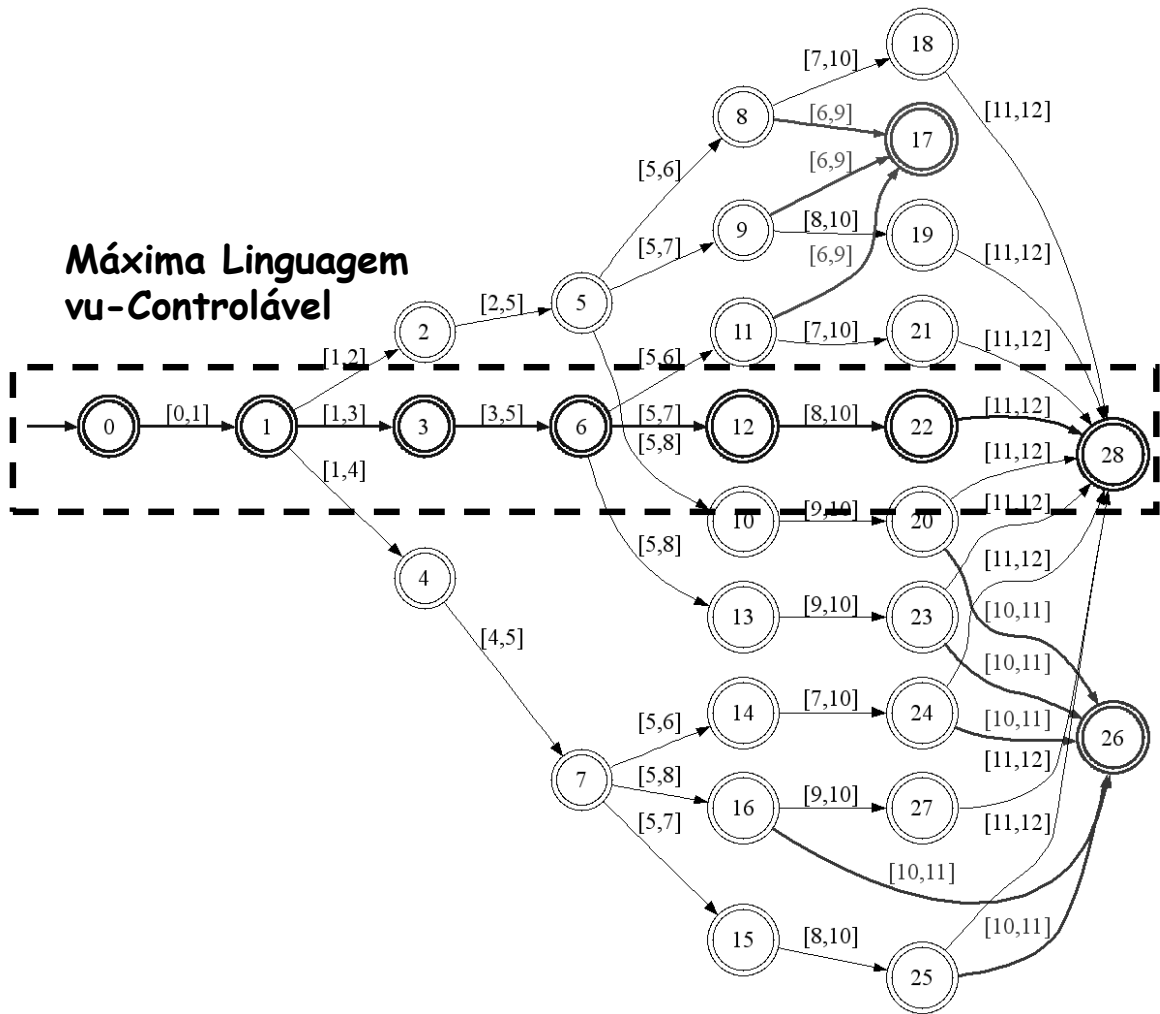


FIG. 5.5: Estudo de Caso 1 - Síntese

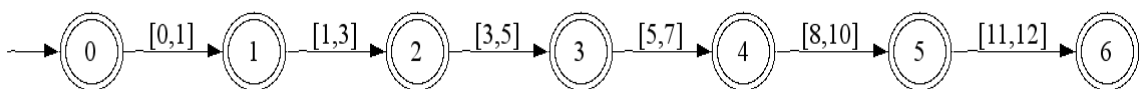


FIG. 5.6: Estudo de Caso 1 - Supervisor.

Analisando-se o supervisor, observa-se que a única opção de velocidade para deslocamento até o ponto de observação é com a velocidade mais eficiente (transição  $1 \rightarrow [1, 3] \rightarrow 2$ ) e a única opção para deslocamento de retorno ao ponto de pouso também é com a velocidade mais eficiente (transição  $3 \rightarrow [5, 7] \rightarrow 4$ ). O autômato híbrido modelador da missão sob supervisão, gerado automaticamente pela função `gera_ah_sup.m`, é mostrado na Figura 5.9, no formato da ferramenta PHAVer. A função `gera_ah_sup.m` utiliza como entradas o supervisor C/E juntamente com as bases de dados que relacionam os números das condições e eventos aos elementos do autômato híbrido modelador da missão, Tabelas

5.7 e 5.8.

TAB. 5.9: Estudo de Caso 1 - Autômato Híbrido Modelador da Missão sob Supervisão.

```
automaton missao1_ah_sup
state_var: x, y, z, ts, t, f;
syncclabs: VC, VF, VL, V1, V2, V3, V4, V5, V6, V7, V8;

loc l1:
while z>=-150.0000 wait {x'==0 & y'==0 & z'==5.0000 & t'==1 & ts'==0 & f'==4.0000}
when z==150.0000 sync V1 do {x'==x & y'==y & z'==z & t'==t & ts'==ts & f'==f} goto l2;

loc l2:
while 1000.0000*y <= 50000.0000 & 1000.0000*y >= -50000.0000 & 1000.0000*x <= 1000000.0000
wait {x'>=12.1000 & x'<=12.2000 & y'>=0.1000 & y'<=0.2500 & z'== 0 & t'==1 & ts'==0 & f'==3.0000}
when 1000.0000*x == 1000000.0000 sync V4 do {x'==x & y'==y & z'==z & t'==t & ts'==ts & f'==f} goto l3;

loc l3:
while ts<=180.0000 wait {x'==0 & y'==0 & z'==0 & t'==1 & ts'==1 & f'==4.0000}
when ts==180.0000 sync V2 do {x'==x & y'==y & z'==z & t'==t & ts'==0 & f'==f} goto l4;

loc l4:
while -1000.0000*y <= 50000.0000 & -1000.0000*y >= -50000.0000 & -1000.0000*x <= 0.0000
wait {x'>=-11.9000 & x'<=-11.8000 & y'>=0.1000 & y'<=0.2500 & z'== 0 & t'==1 & ts'==0 & f'==3.0000}
when -1000.0000*x == 0.0000 sync V7 do {x'==x & y'==y & z'==z & t'==t & ts'==ts & f'==f} goto l5;

loc l5:
while z<=0 wait {x'==0 & y'==0 & z'==5.0000 & t'==1 & ts'==0 & f'==4.0000}
when z==0 sync VL do {x'==x & y'==y & z'==z & t'==t & ts'==ts & f'==f} goto l6;

loc l6:
while True wait {x'==0 & y'==0 & z'==0 & t'==0 & ts'==0 & f'==0}

initially:
l1 &
x==0.0000 & y==0.0000 & z==0 & ts==0 & t==0 & f==1500.0000;

end
```

### 5.3 SEGUNDO ESTUDO DE CASO

Seja uma missão realista tratada em SEIBEL (2000), que consiste em sobrevoar duas ilhas na costa de Santa Catarina a fim de investigar atividades pesqueiras ilícitas.

Os objetivos da missão, cujo esquema geral está na Figura 5.7, são:

- Decolar da Base Aérea de Florianópolis a uma altura de 150m.
- Deslocar-se até a Ilha Maria Francisca;
- Deslocar-se até a Ilha do Largo; e
- Retornar à Base Aérea e pousar.

A Tabela 5.10 resume os objetivos da missão e, inicialmente, não é considerado sobrevoo às ilhas. O VANT de asa rotativa considerado possui perfil de velocidades e consumo

conforme a Tabela 5.11, e a capacidade de combustível é de 500g. O veículo sofre influência do vento não compensado conforme indicado na Tabela 5.11. As condições de segurança são não esgotamento de combustível e não violação da margem de trajetória, definida em 50m.



FIG. 5.7: Estudo de Caso 2 - Esquema geral.

TAB. 5.10: Estudo de Caso 2 - Objetivos da Missão.

<b>Coordenadas Ponto de Decolagem [m]</b>	(27° 40,9'S, 48° 33,8'W) ( 0, 0, 0)
<b>Coordenadas do Ponto de Pouso [m]</b>	(27° 40,9'S, 48° 33,8'W) ( 0, 0, 0)
<b>Coordenadas do Ponto de Passagem 1 [m]</b>	(27° 42,2'S, 48° 33,9'W) ( -2247, -118, -150)
<b>Coordenadas do Ponto de Passagem 2 [m]</b>	(27° 42,4'S, 48° 35,6'W) ( -3051, -3080, -150)
<b>Altura do voo [m]</b>	150

O autômato híbrido modelador da missão possui quatorze locais e não é mostrado aqui. As etiquetas criadas para os pontos da trajetória do VANT são: *WP1* está acima do ponto de decolagem; *WP2* é o ponto acima da Ilha Maria Francisca; *WP3* é o ponto

TAB. 5.11: Estudo de Caso 2 - Contexto Operacional - Condições Internas - Velocidades nominais do VANT com respectivos consumos.

Velocidade Nominal	Valor [m/s]	Consumo [g/s]
Horizontal Mais Econômica	10	0,27
Horizontal Mais Eficiente	15	0,56
Horizontal Máxima	20	1,20
Voo Pairado	0	0,72
Vertical Decolagem	5	0,72
Vertical Pouso	5	0,72

TAB. 5.12: Estudo de Caso 1 - Contexto Operacional - Condições Externas - Vento Não Compensado.

Vento Não Compensado	Velocidade Mínima [m/s]	Velocidade Máxima [m/s]
Direção x	0,05	0,1
Direção y	0,0	0,0

acima da Ilha do Largo; e *WP4* está acima do ponto de pouso. A Figura 5.8 mostra a planta condição/evento correspondente. As Tabelas 5.13 e 5.14 identificam os números dos locais/condições e dos eventos para a planta C/E. Na Figura 5.8 pode-se verificar a possibilidade de saída da trajetória por ação do vento (estado 41) e de esgotamento do combustível com o VANT no ar (estado 56). O resultado do cômputo da máxima linguagem vu-controlável está na Figura 5.9. Observa-se que, diferente do exemplo anterior, o supervisor permite diversas possibilidades de velocidade para percorrer os trechos.

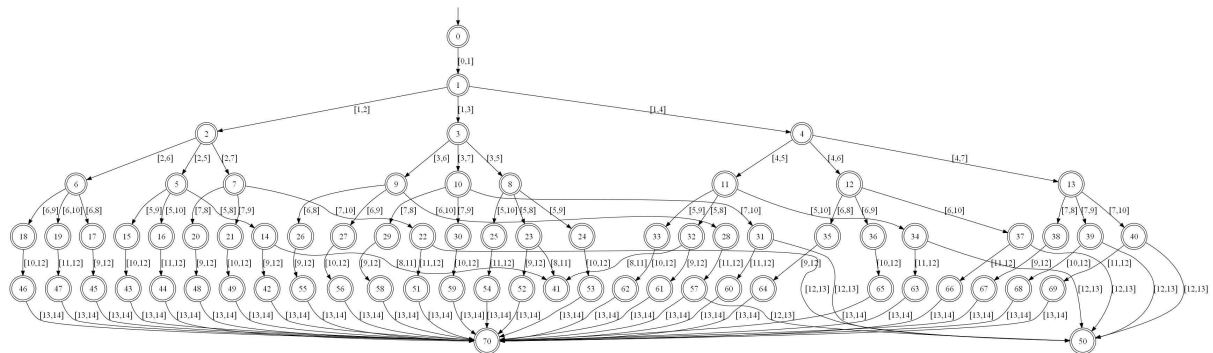


FIG. 5.8: Planta C/E.

O ensaio anterior foi realizado sem consideração do tempo de sobrevoo das ilhas. Um outro ensaio foi realizado, considerando um tempo de sobrevoo de 5 minutos para cada ilha. O supervisor resultante deste novo ensaio é mostrado na Figura 5.10

Como pode ser verificado na figura 5.10, com a consideração do sobrevoo, a missão passa a possuir uma única situação exequível, com os seguintes passos:

TAB. 5.13: Identificação dos Locais/Condições

Número	Condição	Descrição
1	TAKEOFF	Decolagem
2	WP1_WP2_1	Deslocando-se para a Ilha Maria Francisca com velocidade mais econômica.
3	WP1_WP2_2	Deslocando-se para a Ilha Maria Francisca com velocidade mais eficiente.
4	WP1_WP2_3	Deslocando-se para a Ilha Maria Francisca com velocidade mais rápida.
5	WP2_WP3_1	Deslocando-se da Ilha Maria Francisca para a Ilha do Largo com velocidade mais econômica.
6	WP2_WP3_2	Deslocando-se da Ilha Maria Francisca para a Ilha do Largo com velocidade mais eficiente.
7	WP2_WP3_3	Deslocando-se da Ilha Maria Francisca para a Ilha do Largo com velocidade mais rápida.
8	WP3_WP4_1	Deslocando-se da Ilha do Largo para o ponto de pouso com velocidade mais econômica.
9	WP3_WP4_2	Deslocando-se da Ilha do Largo para o ponto de pouso com velocidade mais eficiente.
10	WP2_WP4_3	Deslocando-se da Ilha do Largo para o ponto de pouso com velocidade mais rápida.
11	WIPEOUT	Violação da margem de trajetória por ação do vento não compensado.
12	LANDING	Pousando.
13	NO_FUEL	Esgotamento do combustível durante o voo.
14	LANDED	VANT pousado.

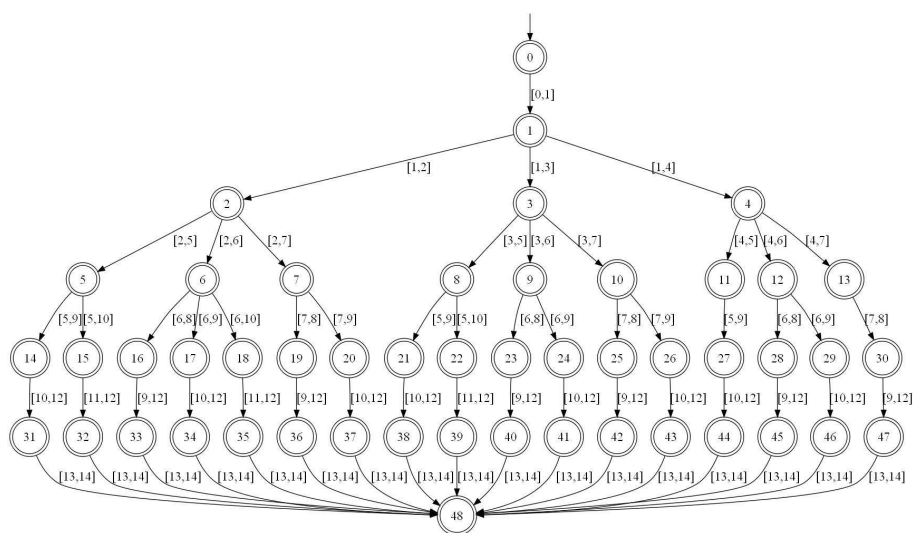


FIG. 5.9: Supervisor C/E.



TAB. 5.14: Identificação dos Eventos.

Números	Evento	Descrição
0	V0	Inicialização.
1	V1	Término da decolagem.
2	V2	Chegada na Ilha Maria Francisca (velocidade mais econômica).
3	V3	Chegada na Ilha Maria Francisca (velocidade mais eficiente).
4	V4	Chegada na Ilha Maria Francisca (velocidade máxima).
5	V5	Chegada na Ilha do Largo (velocidade mais econômica).
6	V6	Chegada na Ilha do Largo (velocidade mais eficiente).
7	V7	Chegada na Ilha do Largo (velocidade máxima).
8	VF	Violação da margem de trajetória por ação do vento não compensado.
9	V8	Chegada no ponto de pouso (velocidade mais econômica).
10	V9	Chegada no ponto de pouso (velocidade mais eficiente).
11	V10	Chegada no ponto de pouso (velocidade máxima).
12	VC	Esgotamento do combustível no ar.
13	VL	Término do pouso.

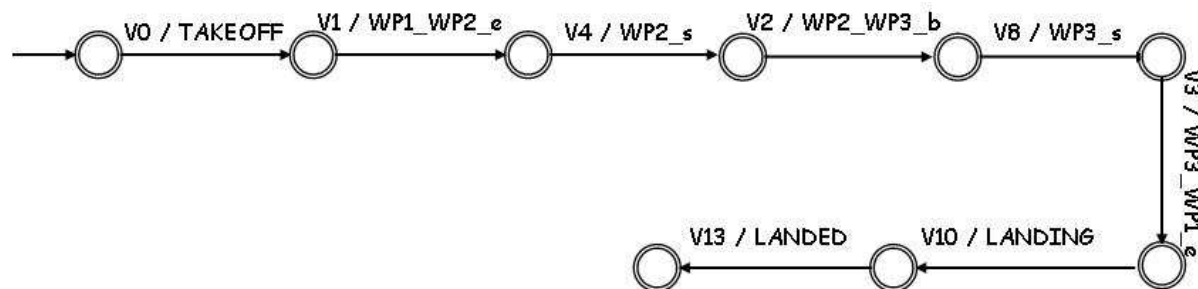


FIG. 5.10: Novo supervisor C/E.

- a) Decolar;
- b) Deslocar-se até a Ilha Maria Francisca com velocidade mais econômica;
- c) Sobrevoar a Ilha Maria Francisca por 5 minutos;
- d) Deslocar-se até a Ilha do Largo com velocidade mais eficiente;
- e) Sobrevoar a Ilha do Largo por 5 minutos;
- f) Retornar ao ponto de pouso com velocidade mais econômica; e
- g) Aterrisar.

## 5.4 RESUMO DO CAPÍTULO

Esse capítulo apresentou, primeiramente, a ferramenta construída para aplicação ao problema planejamento de missões com VANTs tratado nessa dissertação. Essa ferramenta integra os programas MATLAB e PHAVer para construção do autômato C/E (aproximação) a partir do autômato híbrido modelador da missão. Em seguida, a ferramenta integra os programas MATLAB e Grail para síntese de supervisores.

Foram apresentados então dois estudos de caso onde a ferramenta desenvolvida foi aplicada. Foram obtidas as aproximações (autômatos C/E) para os autômatos híbridos modeladores das missões. Após essa etapa, foi feita a síntese de supervisores que indica todas as opções de exequibilidade da missão, caso elas existam.

## 6 CONCLUSÃO

Esse capítulo faz um resumo das contribuições e sugestões de continuações visando a melhoria desse trabalho.

### 6.1 RESUMO DO TRABALHO E CONTRIBUIÇÕES

Esse trabalho apresenta uma proposta inicial para a solução do problema do planejamento de missões de VANTs por meio da síntese de supervisores de sistemas híbridos. O resultado é um supervisor que representa o plano de voo. Diferente do que ocorre em COSTA (2008a), todas as situações em que a missão é exequível são apresentadas pelo supervisor.

As principais contribuições desse trabalho foram as seguintes:

- o desenvolvimento de um método baseado na Teoria de Controle Supervisório para geração do plano de voo no planejamento de missões de VANTs.
- obtenção de um plano de voo, na forma de um autômato C/E, que indica todas as possibilidades de escolha de velocidades nos trechos que tornam a missão exequível, considerando o consumo de combustível e a influência do vento;
- desenvolvimento de um autômato híbrido modelador da missão e de um método para extração de uma planta C/E a partir do AH modelador da missão; e
- desenvolvimento de uma ferramenta para a aplicação da síntese de supervisores de sistemas híbridos ao planejamento de missões de VANTs que integra os programas MATLAB, o verificador PHAVer e a ferramenta de síntese Grail Controle Supervisório.

### 6.2 LIMITAÇÕES DO MÉTODO

A seguir serão listadas as principais restrições nesse trabalho:

- Modelagem da dinâmica do VANT simples por meio de inclusões diferenciais;
- Interferência do vento na dinâmica do VANT feita de forma conceitual;

- AH que modela a missão não pode possuir *loops*.

As restrições acima fazem com que os cálculos das regiões diretamente alcançáveis dos modelos híbridos sejam exatos. O relaxamento destas restrições vai requerer o tratamento de aproximações conservadoras para obtenção da planta C/E, e a complexidade dos cálculos para obtenção das mesmas serão conseqüentemente maiores.

### 6.3 SUGESTÕES DE TRABALHOS FUTUROS

Sugestões de trabalhos futuros são:

- Uso de uma modelagem mais elaborada e realista do VANT e conseqüente adaptação dos métodos e ferramentas aqui tratados;
- Definição de uma janela de tempo para chegada nos pontos de passagem, como restrição adicional nos objetivos da missão;
- Modelagem de um VANT de asas fixas;
- Tratamento das aproximações conservadoras para a Planta C/E, incluindo condições para refinamento; e
- Coordenação de missões multi-veiculares.

## 7 REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- ALUR, R., COURCOUBETIS, C., HALBWACHS, N., HENZINGER, T. A., HO, P. H., NICOLLIN, X., OLIVERO, A., SIFAKIS, J. e YOVINE, S. **The Algorithmic Analysis of Hybrid Systems**. Em *Lecture Notes in Computer Science*, págs. 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.
- ARMY, D. O. **Engineering Design Handbook - Helicopter, Part One, Preliminary Design**. Technical report, United States Materiel Command, Alexandria, VA, Aug. 1974.
- BLAKELOCK, J. H. *Automatic Control of Aircraft and Missiles*, volume 2. John Wiley & Sons Inc., 1991.
- BODIN, L. **Routing and Scheduling of Vehicles and Crews Computational and Operational Research**. volume 10, págs. 63–211. Pergamon Press, 1983.
- CARLONI, L., BENEDETTO, M. D. D., PINTO, A. e SANGIOVANNI-VINCENTELLI, A. **Modeling techniques, programming languages and design toolsets for hybrid systems**. Em *Project IST-2001-38314 Design of Embedded Controllers for Safety Critical Systems (Columbus) DHS4-5-6Information Society Technologies IST*, 2004.
- CARPACCIO, T. **Basic Change in Mission Planning**. *Air Force Magazin*, págs. 58–62, Dezembro 1994.
- CASSANDRAS, C. G. e LAFORTUNE, S. *Introduction to Discrete Event Systems*. Kluwer Academic Publishers, Massachussets, 2 edition, 1999.
- CHUTINAN, A. e KROGH, B. H. **Verification of Infinite-State Dynamic Systems Using Approximate Quotient Transtion Systems**. Em *IEEE Transactions on Automatic Control*, volume 46, págs. 1401–1410, September 2001.
- CHUTINAN, A. e KROGH, B. H. **Computational Techniques for Hybrid System Verification**. Em *IEEE Transactions on Automatic Control*, volume 48, págs. 68–75, January 2003.
- COSTA, G. S. **Utilização da Verificação de Modelos para Planejamento de Missões de Veículos Aéreos Não Tripulados**. Dissertação (Mestrado), Programa de Pós-Graduação em Engenharia Elétrica, Instituto Militar de Engenharia, Rio de Janeiro, RJ, Brasil, 2008a.

- COSTA, G. S. e CARRILHO DA CUNHA, A. E. **Utilização da Verificação de Modelos para Planejamento de Missões de Veículos Aéreos Não Tripulados.** Em *In: XVII Congresso Brasileiro de Automática CBA 2008*, Juiz de Fora, MG, Brasil, 2008b.
- CURY, J. E. R. e KROGH, B. H. **Synthesizing Supervisory Controllers for Hybrid Systems.** *Journal of the Society of Instrument and Control Engineers*, 38(3):161–168, Março 1999.
- CURY, J. E. R., KROGH, B. H. e NIINOMI, T. **Synthesis of Supervisory Controllers for Hybrid Systems Based on Approximating Automata.** *IEEE Transactions on Automatic Control*, 43(4):564–568, 1998.
- D. WEILER, T. WONG, V. V. e CHESNEY, R. **A general purpose control station for unmanned vehicle.** *White paper from CDL Systems, Defence Research Establishment Suffield, Canada.*
- FALIK, S. **IAI Mission Control Unit.** Em *In: AUVS-93 Proceedings Manual*, Washington, DC, Junho 1993.
- FARREL, J. L. **Integrated Aircraft Navigation.** Academic Press, 1976.
- FILHO, W. C. L. **Plataforma de Atitude Solidária.** Em *Segundo Simpósio Brasileiro de Engenharia Inercial, IPqM*, 1998.
- FREHSE, G. **PHAVer: Algorithmic Verification of Hybrid Systems Past HyTech.** Em *Hybrid Systems: Computation and Control HSCC 05*, 2005.
- FREHSE, G., STURSBURG, O., ENGELL, S., HUUCK, R. e LUKOSCHUS, B. **Modular Analysis of Discrete Controllers for Distributed Hybrid Systems.** Em *Anais do IFAC World Congress*, Barcelona, Espanha, Julho 2002.
- GOMES, G. A. F. **Proposta de um Modelo Incremental e Seqüencial para Avaliação de Veículos Aéreos Não Tripulados.** Em *Anais do I SIMVANT, Simpósio Sobre VANTs do Departamento de Ciência e Tecnologia (DCT), Exército Brasileiro*, 2008.
- GONZÁLEZ, J. M. E. **Aspectos de Síntese de Supervisores para Sistemas a Eventos Discretos e Sistemas Híbridos.** Tese (doutorado), Programa de Pós Graduação em Engenharia Elétrica (PPGEEL), Universidade Federal de Santa Catarina (UFSC), Florianópolis, Brasil, Abril 2000.
- GONZÁLEZ, J. M. E., CARRILHO DA CUNHA, A. E., CURY, J. E. R. e KROGH, B. H. **Supervision of Event Driven Hybrid Systems: Modeling and Synthesis.** Em BENEDETTO, M. D. e SANGIOVANNI-VINCENTELLI, A., editores, *Anais do 4th International Workshop on Hybrid Systems: Computation and Control (HSCC 2001)*, volume 2034 of *LNCS*, págs. 0247–0261, Rome, Italy, Março 2001.
- HENZINGER, T. A. **The theory of hybrid automata.** *IEEE Computer Society*, Julho 1996.

- HOPCROFT, J. e ULLMANN, J. *Introduction to Automata Theory, Languages and Computation*. 1 edition, 1979.
- HUGUES, D. **Advanced USAF Mission Planning System will Serve Fighters, Bombers and Transporters**. *Aviation Week & Space Technology*, págs. 52–57, Junho 1991.
- KAYTON, M. e FRIED, W. R. *Avionics Navigation Systems*. John Wiley & Sons, New York, 1969.
- KELLY, J. R. e NIESSEN, F. R. **Navigation, Guidance and Control for Helicopter Automatic Landing**. Technical paper 1649, NASA, 1969.
- KEYS, C. N. e STEPNIESWSKY, W. Z. *Rotary-Wing Aerodynamics, volume II - Performance Prediction of Helicopters*. Dover Publications Inc., New York, 3 edition, 1979.
- KOUTSOUKOS, X., ANTSAKLIS, P., STIVER, J. e LEMMON, M. **Supervisory Control of Hybrid Systems**. *Proceedings of the IEEE*, 88(7):1026–1049, Julho 2000.
- KROGH, B. e CHUTINAN, A. **Hybrid Systems: Modeling and Supervisory Control**. Em FRANK, P., editor, *Advances in Control*, págs. 227–246. Springer-Verlag, 1999.
- LEAL, A. B. *Controle Supervisório Modular de Sistemas Híbridos*. Tese (Doutorado), Programa de Pós-Graduação em Engenharia Elétrica, Universidade Federal de Santa Catarina, Florianópolis, SC, Brasil, 2005.
- LIN, C. **Modern Navigation, Guidance and Control Processing**, 1991.
- MOOR, T., RAISCH, J. e O'YOUNG, S. D. **Supervisory control of hybrid systems via l-complete approximations**. Em *Anais do WODES'98- International Workshop on Discrete Event Systems*, págs. 426–431, 1998.
- OLIVEIRA, C. D. *Curso de Cartografia Moderna*. Fundação Instituto Brasileiro de Geografia e Estatística, 2 edition, 1993.
- PAPPAS, G. J., LAFFERRIERE, G. e SASTRY, S. **Hierarchically Consistent Control Systems**. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 45(6):1144–1160, Junho 2000.
- PROUTY, R. W. **Helicopter Aerodynamics**. Phillips Publishing Inc., Potomac, MD, 1985.
- PROUTY, R. W. **Helicopter Performance, Stability and Control**, 1990.
- RAISCH, J. e O'YOUNG, S. D. **Discrete approximation and supervisory control of continuous systems**. *IEEE Trans. on Automatic Control*, 43(4):569–573, Abril 1998.

- REISER, C., CUNHA, A. E. C. D. e CURY, J. E. R. **The Environment Grail for Supervisory Control of Discrete Event Systems.** Em *Proceedings of the 8th International Workshop on Discrete Event Systems*, págs. 390–391. Ann Arbor, Michigan, USA, July 2006.
- ROCHE, C. **Les Systèmes de Préparation de Mission des Armements Aéroportés tirés à Distance de Sécurité.** *Nouvelle Revue d’Aéronautique et d’Astronautique*, págs. 44–50, Janeiro-Fevereiro 1996.
- SCHLÜTER, D. *Helicopter Manual*. Argus Books, 1981.
- SEIBEL, C. W. *Uma Metodologia Formal para o Planejamento de Missões de Veículos Aéreos Não-Tripulados.* Tese (Doutorado), Programa de Pós-Graduação em Engenharia Elétrica, Universidade Federal de Santa Catarina, Florianópolis, SC, Brasil, 2000.
- SEIBEL, C. W., FARINES, J.-M. e CURY, J. E. R. **Towards Using Hybrid Automata for the Mission Planning of Unmanned Aerial Vehicles.** Em ANTSAKLIS, P., KOHN, W., LEMMON, M., NERODE, A. e SASTRY, S., editores, *Hybrid Systems V*, number 1567 in Lecture Notes in Computer Science, págs. 324–340. Springer-Verlag, 1998.
- 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.
- SHEFFIELD, R. E. **An analysis tool for UAV effectiveness evaluation.** *Vertiflite*, 3(38):31–37, Maio-Junho 1992.
- SREENIVAS, R. S. e KROGH, B. H. **On Condition/Event Systems with Discrete State Realizations.** *Discrete Event Dynamic Systems: Theory and Applications*, 1: 209–236, 1991.
- TOMLIN, C. J., MITCHELL, I., BAYEN, A. M. e OISHI, M. **Computational Techniques for the Verification of Hybrid Systems.** Em *Proceedings of the IEEE*, volume 91, págs. 986–995, July 2003.
- WATTS, R. **A mobile command unit for DEMO II - Requirements and Specification.** Em *In: AUVS-93 Proceedings Manual*, Washington, DC, Junho 1993.
- WONHAM, W. M. *Notes on Control of Discrete-Event Systems.* Systems Control Group, Department of Electrical & Computer Engineering, University of Toronto, Toronto, Canada, 2007.
- X. NICOLLIN, A. OLIVERO, J. S. E. S. Y. **An Approach for the Description and Analysis of Hybrid Systems.** *In: Hybrid Systems, Lecture Notes on Computer Science, Springer Verlag*, 736:149–178, 1993.



## 8 APÊNDICES

## 8.1 APÊNDICE 1: FERRAMENTA COMPUTACIONAL

Esta monografia acompanha um CD contendo os arquivos dos programas da ferramenta computacional desenvolvida, bem como os arquivos referentes aos estudos de caso tratados no Capítulo 5. A Tabela 8.1 lista os arquivos que estão no CD juntamente com uma breve descrição. A Seção 5.1 descreve, de forma geral, o funcionamento e a utilização da ferramenta.

TAB. 8.1: Arquivos no CD.

<b>Arquivo</b>	<b>Descrição</b>
cria_ah.m	cria AH que modela a missão
escreve_ah.m	escreve AH em arquivo formatado para o PHAVer
cria_pontos.m	cria os vetores PONTOS (relacionado aos pontos de passagem) e T (armazena os tempos de observação para cada ponto de passagem)
le_missao.m	lê os dados da missão, gerando os dados necessários para a construção do AH
escreve_regiao_2d.m	escreve as equações das regiões eliminando os coeficientes de das variáveis x e y que são iguais a zero
le_ah.m	lê AH pré-formatado do PHAVer e gera elementos da planta CE
escreve_ce.m	escreve autômato CE formatado para o Grail
cria_ce.m	constroi o autômato CE que modela a missão
gera_ce.m	gera o script do autômato CE que modela a missão
escreve_especificação	escreve especificação formatada para o Grail
escreve_lista_eventos.m	escreve o conjunto de eventos da planta CE junto com os seus respectivos números no formato Grail
escreve_lista_condicao.m	escreve o conjunto de condições da planta CE junto com seus respectivos números no formato Grail
gera_ah_auxiliar.m	gera os automatos híbridos que relacionam apenas os estados origem com seus estados destino no AH
gera_alcancabilidade.m	cria o autômato CE iterativamente
atualiza_lista_estados_simbolicos.m	reúne todos os estados correspondentes a um mesmo local do AH da missão em um único estado
atualiza_lista_eventos.m	atualiza lista de eventos
atualiza_lista_condicoes.m	atualiza lista de condições
cria_ah_sup.m	gera os dados do AH da missão supervisionada
gera_ah_sup.m	gera o AH da missão supervisionada
verificação.m	executa a verificação do AH em malha aberta ou fechada
sintese.m	faz a síntese do supervisor para a missão
missao1.txt	dados da missão referente ao primeiro estudo de caso (Seção 5.2)
missao2.txt	dados da missão referente ao segundo estudo de caso (Seção 5.3)

# 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](#)