

MINISTÉRIO DA DEFESA
EXÉRCITO BRASILEIRO
DEPARTAMENTO DE CIÊNCIA E TECNOLOGIA
INSTITUTO MILITAR DE ENGENHARIA
CURSO DE MESTRADO EM SISTEMAS E COMPUTAÇÃO

ALBERTO TORRES ANGONESE

ESTAÇÃO DE CONTROLE EM SOLO COM FUNCIONALIDADES
DE VOO MÚLTIPLO PARA VANTS

Rio de Janeiro
2013

INSTITUTO MILITAR DE ENGENHARIA

ALBERTO TORRES ANGONESE

**ESTAÇÃO DE CONTROLE EM SOLO COM
FUNCIONALIDADES DE VOO MÚLTIPLO PARA VANTS**

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

Orientador: Prof. Paulo Fernando Ferreira Rosa - Ph.D.

Rio de Janeiro
2013

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 do orientador.

629.892 Angonese, Alberto Torres

A592e Estação de Controle em Solo com Funcionalidades de Voo Múltiplo para Vants/ Alberto Torres Angonese; orientado por Paulo Fernando Ferreira Rosa – Rio de Janeiro: Instituto Militar de Engenharia, 2013.

110 p.: il.

Dissertação (mestrado) – Instituto Militar de Engenharia – Rio de Janeiro, 2013.

1. Engenharia de Sistemas e Computação - Teses e Dissertações. 2. Robôs Móveis Autônomos. 3. Veículos Aéreos Não Tripulados . 4. Estação de Controle em Solo..I. Rosa, Paulo Fernando Ferreira. II. Título. III. Instituto Militar de Engenharia.

CDD 629.892

INSTITUTO MILITAR DE ENGENHARIA

ALBERTO TORRES ANGONESE

**ESTAÇÃO DE CONTROLE EM SOLO COM
FUNCIONALIDADES DE VOO MÚLTIPLO PARA VANTS**

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

Orientador: Prof. Paulo Fernando Ferreira Rosa - Ph.D.

Aprovada em 07 de junho de 2013 pela seguinte Banca Examinadora:

Prof. Paulo Fernando Ferreira Rosa - Ph.D. do IME - Presidente

Prof. Jauvane Cavalcante de Oliveira - PhD do LNCC

Prof. Luiz Marcos Garcia Gonçalves - D.Sc. da UFRN

Prof. Ricardo Choren Noya - D.Sc. do IME

Rio de Janeiro
2013

Dedico esta à minha esposa.

AGRADECIMENTOS

Agradeço, primeiramente a Deus, pela força que me proporcionou nas horas de desânimo. Agradeço a todas as pessoas que contribuíram com o desenvolvimento desta dissertação de mestrado, tenha sido por meio de críticas, ideias, apoio, incentivo ou qualquer outra forma de auxílio. Sobretudo a minha esposa Cristiana e filhas Mariana e Daniela que suportaram os momentos de impaciência ou ausência. Aos meus queridos pais, Antônio e Vanda que sempre me apoiaram e me ensinaram a nunca desistir de nada. Ao meu irmão Mario pelo apoio e à minha irmã Bianca pelas conversas e conselhos. Agradeço aos amigos de esportes, Rapha, Cris, Gilberto e Ribeiro, de cuja companhia me privei neste período. Ao meu amigo Luis, pelo incentivo em dar início ao mestrado e aos novos amigos do laboratório de robótica, Thiago, Vinicius, Raphael Teixeira, Stefano , Stanley, Vidal, Phillippe e Tanilson com os quais tive a honra de compartilhar alegrias e sofrimentos. Agradeço pelo privilégio de ser orientado pelo professor Paulo Rosa, que me ajudou a crescer como aluno e como profissional. Por fim, a todos os professores e funcionários do Departamento de Engenharia de Sistemas (SE/8) do Instituto Militar de Engenharia.

Alberto Torres Angonese

A nossa maior glória não reside no fato de nunca cairmos, mas sim em levantarmo-nos sempre depois de cada queda.

Confúcio

SUMÁRIO

| | |
|---|-----------|
| LISTA DE ILUSTRAÇÕES | 10 |
| LISTA DE TABELAS | 14 |
| LISTA DE ABREVIATURAS | 15 |
| 1 INTRODUÇÃO | 19 |
| 1.1 Motivação | 19 |
| 1.2 Objetivo e Contribuições | 22 |
| 1.3 Estrutura da dissertação | 23 |
| 2 REVISÃO DE LITERATURA | 25 |
| 2.1 Planejamento de trajetórias, controle e navegação | 25 |
| 2.2 Estações de Controle em Solo | 28 |
| 2.2.1 Mission Planner | 28 |
| 2.2.2 QGroundControl | 29 |
| 2.2.3 HappyKillMore | 30 |
| 2.2.4 Paparazzi Ground Control Station | 30 |
| 2.3 Ambientes Simulados e Voo Múltiplo | 32 |
| 2.4 Estruturação da plataforma de testes | 34 |
| 3 TÓPICOS TUTORIAIS | 36 |
| 3.1 Navegação | 36 |
| 3.1.1 IMU | 37 |
| 3.1.2 Sistema de Posicionamento Global (GPS) | 40 |
| 3.1.3 Cálculo de distância e direção entre dois <i>waypoints</i> | 41 |
| 3.2 GIS como apoio ao sistema de planejamento da missão | 42 |
| 3.3 Planejamento de trajetórias e navegação por campos potenciais | 43 |
| 3.3.1 Campos Potenciais Locais | 45 |
| 3.3.2 Campo potencial atrativo | 46 |
| 3.3.3 Campo potencial repulsivo | 48 |
| 3.3.4 Campo potencial total | 49 |
| 3.4 Simulação: O Simulador de voo XPlane® | 50 |

| | | |
|----------|---|-----|
| 3.4.1 | Comunicação: <i>X-Plane Data Sets</i> | 52 |
| 3.4.1.1 | Datagrama UDP | 53 |
| 3.5 | Modelos das aeronaves | 54 |
| 3.5.1 | Aeronave de Asa Fixa: <i>Cessna 172 Skyhawk</i> | 54 |
| 3.5.1.1 | Partes da aeronave | 55 |
| 3.5.1.2 | Sistema de coordenadas | 56 |
| 3.5.2 | Dirigível | 58 |
| 3.5.2.1 | Aerodinâmica | 58 |
| 3.5.2.2 | Aerostática | 60 |
| 3.5.2.3 | Forças e Momentos | 61 |
| 4 | FORMULAÇÃO DO PROBLEMA E SOLUÇÃO PROPOSTA | 63 |
| 4.1 | Estruturação do Ambiente de Simulação | 63 |
| 4.1.1 | Detalhamento dos módulos do planejamento de missão | 69 |
| 4.1.2 | Framework de Simulação | 72 |
| 4.1.3 | Implementação | 73 |
| 4.2 | Estruturação da Plataforma de Testes | 78 |
| 4.2.1 | Atuadores da Gôndola | 79 |
| 4.2.2 | Hardware e Software | 80 |
| 4.3 | Recursos utilizados | 83 |
| 4.3.1 | Biblioteca X-Pi | 83 |
| 4.3.2 | Piloto automático do XPlane® | 83 |
| 4.3.3 | API Nasa World Wind | 85 |
| 5 | EXPERIMENTOS E RESULTADOS | 86 |
| 5.1 | Testes de simulação de voo em formação | 86 |
| 5.1.1 | Experimento 1 | 86 |
| 5.1.2 | Experimento 2 | 90 |
| 5.1.2.1 | Descrição do método de velocidade proporcional | 90 |
| 5.1.2.2 | Descrição do experimento | 90 |
| 5.2 | Experimento 3: Teste de simulação de voo em formação utilizando o XPlane® | 95 |
| 5.3 | Experimento 4: Teste de HIL (<i>Hardware In the Loop</i>) | 99 |
| 5.4 | Experimento 5: Teste com a Plataforma do Dirigível | 100 |
| 5.4.1 | Teste de Flutuabilidade Estática | 101 |

| | | |
|----------|---|------------|
| 5.4.2 | Testes de intensidade de sinal do módulo do X-Bee | 102 |
| 6 | CONSIDERAÇÕES FINAIS | 104 |
| 6.1 | Conclusão | 104 |
| 6.2 | Trabalhos futuros | 106 |
| 7 | REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS | 107 |

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

| | | |
|----------|---|----|
| FIG.1.1 | Cenários de utilização de VANTs. | 20 |
| FIG.1.2 | Operação Região Serrana - RJ VANT-IME. Fonte:(NETO, 2011) | 21 |
| FIG.1.3 | Visão Geral | 24 |
| FIG.2.1 | Grafos de Visibilidades. Fonte: (RICHARDS, 2002). | 26 |
| FIG.2.2 | Exemplo de uma trajetória planejada para um VANT de asa fixa (MEDEIROS, 2010) | 27 |
| FIG.2.3 | Mission Planner (OBORNE, 2010) | 29 |
| FIG.2.4 | QGroundControl Station (MEIER, 2011) | 29 |
| FIG.2.5 | HappyKillMore GCS (MATHER, 2010) | 30 |
| FIG.2.6 | Voo Múltiplo controlado pela Paparazzi GCS. Fonte: (ENAC-UNIVERSITY, 2011) | 31 |
| FIG.2.7 | Multi UAV Simulator. Fonte: (GARCIA, 2010). | 32 |
| FIG.2.8 | Abordagem baseada em líder virtual e campo potencial 3D. Fonte: (PAUL, 2008). | 34 |
| FIG.2.9 | Dirigível Passarola - Projeto RESCUE | 35 |
| FIG.2.10 | Dirigível AS-800 - Projeto AURORA | 35 |
| FIG.3.1 | Movimentos angulares de arfagem, rolagem e guinada que são detectados dos giroscópios de uma IMU | 37 |
| FIG.3.2 | Gráfico da medições dos sensores inerciais da IMU do VANT-IME. Fonte: (DAPAI XAO, 2011) | 38 |
| FIG.3.3 | Protótipo do sistema de navegação inercial do VANT-IME. Fonte: (PAIXÃO, 2010) | 39 |
| FIG.3.4 | DARPA ARGUS-IS (LEININGER, 2008) | 44 |
| FIG.3.5 | Campo potencial atrativo. | 47 |
| FIG.3.6 | Campo potencial repulsivo. | 49 |
| FIG.3.7 | Planejamento de trajetória com desvio de obstáculos, fonte: (GOODRICH, 2002) | 50 |
| FIG.3.8 | Ambiente de simulação: X-Plane 9 | 51 |
| FIG.3.9 | <i>X-Plane Data Settings</i> | 52 |
| FIG.3.10 | <i>Data Sets</i> de posição sendo exibidos no cockpit do Xplane® | 53 |

| | | |
|----------|--|----|
| FIG.3.11 | Decodificação do Datagrama UDP. | 54 |
| FIG.3.12 | Cessna 172 Skyhawk | 55 |
| FIG.3.13 | Principais partes do Cessna 172 Skyhawk, adaptado de (JENSEN, 2005) | 56 |
| FIG.3.14 | Sistemas de coordenadas: \mathbb{E} para referencial fixo na Terra (Earth), \mathbb{B} para o referencial fixo no Corpo da aeronave (Body) e \mathbb{N} para o referencial de Navegação, fixo na superfície da Terra, adaptado de (JENSEN, 2005) | 57 |
| FIG.3.15 | Referencial fixo no corpo da aeronave (\mathbb{B}), adaptado de (JENSEN, 2005) | 57 |
| FIG.3.16 | Graus de liberdade da aeronave: Movimentos translacionais ao longo dos eixos, horizontal $x_{\mathbb{B}}$, lateral $y_{\mathbb{B}}$ e vertical $z_{\mathbb{B}}$ e ângulos de Euler (JENSEN, 2005) | 58 |
| FIG.3.17 | Sistema de Coordenadas adaptado de (ALCÁCER, 2008) | 59 |
| FIG.3.18 | Momentos e Forças dos Atuadores, adaptado de (ALCÁCER, 2008) | 62 |
| FIG.4.1 | Fluxograma geral da aplicação | 64 |
| FIG.4.2 | Fluxograma do Planejamento da Missão | 64 |
| FIG.4.3 | Módulo gráfico de planejamento da formação (etapas A1 e A2 do fluxograma) No painel da esquerda estão os controles para definição da formação, ao meio o mapa para plotagem dos marcadores (vants) e à direita o painel de habilitação das camadas ferramentas da API World Wind | 65 |
| FIG.4.4 | Módulo gráfico de planejamento de trajetória (etapa B1) | 66 |
| FIG.4.5 | Ferramenta de verificação das altitudes máximas da trajetória | 66 |
| FIG.4.6 | Fluxograma do módulo de controle do voo múltiplo | 68 |
| FIG.4.7 | Painel do módulo de edição e controle da formação | 69 |
| FIG.4.8 | Painel do módulo de edição e controle da trajetória | 71 |
| FIG.4.9 | Funções disponibilizadas no mapa: Acima à direita, o miniglobo, acima à esquerda a bússola, no canto inferior esquerdo, na frente, o gráfico de altitudes do relevo e atrás a barra de controle. | 72 |
| FIG.4.10 | Estrutura do Ambiente de Simulação | 73 |
| FIG.4.11 | O Dirigível em voo pairado. | 78 |
| FIG.4.12 | Dimensões do dirigível | 79 |

| | | |
|----------|---|----|
| FIG.4.13 | Representação frontal da gôndola | 80 |
| FIG.4.14 | Gôndola do Dirigível | 80 |
| FIG.4.15 | Módulo Embarcado | 81 |
| FIG.4.16 | Módulo em solo | 81 |
| FIG.4.17 | Ardupilot Mega (ANDERSON, 2011) | 82 |
| FIG.5.1 | Simulação de voo em formação <i>delta</i> : Os vants 1, 2 e 3 estão representados pelas trajetória em vermelho, verde e azul respectivamente e são atraídos para os <i>waypoints</i> PO1, PO2 e PO3 representados pelo quadrados rosa, verde e amarelo, nesta ordem. Os círculos indicam os comportamentos indesejáveis das aeronaves. | 88 |
| FIG.5.2 | Simulação de voo em formação <i>linha</i> : Os vants 1, 2 e 3 estão representados pelas trajetória em vermelho, verde e azul respectivamente e são atraídos para os <i>waypoints</i> PO1, PO2 e PO3 representados pelo quadrados rosa, verde e amarelo, nesta ordem. Os círculos indicam os comportamentos indesejáveis das aeronaves e a elipse maior representa uma repulsão ocorrida entre os vants 1 e 3. A repulsão é um comportamento previsto na implementação e demonstra o funcionamento correto do método | 89 |
| FIG.5.3 | Simulação de voo em formação <i>coluna</i> : Os vants 1, 2 e 3 estão representados pelas trajetória em vermelho, verde e azul respectivamente e são atraídos para os <i>waypoints</i> PO1, PO2 e PO3 representados pelo quadrados rosa, verde e amarelo, nesta ordem. | 89 |
| FIG.5.4 | Simulação de voo em formação <i>delta</i> : Conforme a legenda descrita no canto superior direito do gráfico, os vants 1, 2 e 3 estão representados pela trajetória em vermelho, azul e verde, respectivamente. Os waypoints 1, 2 e 3 dos vants estão representados pelos quadrados em vermelho azul e verde, nesta ordem | 92 |
| FIG.5.5 | Simulação de voo em formação <i>delta</i> | 92 |
| FIG.5.6 | Simulação de voo em formação <i>linha</i> : Conforme a legenda descrita no canto superior direito do gráfico, os vants 1, 2 e 3 estão representados pela trajetória em vermelho, azul e verde, respectivamente. Os waypoints 1, 2 e 3 dos vants estão representados pelos quadrados em vermelho azul e verde, nesta ordem. | 93 |

| | | |
|----------|---|-----|
| FIG.5.7 | Simulação de voo em formação <i>linha</i> | 93 |
| FIG.5.8 | Simulação de voo em formação <i>quadrado</i> : Conforme a legenda descrita no canto superior direito do gráfico, os vants 1, 2 e 3 estão representados pela trajetória em vermelho, azul e verde, respectivamente. Os waypoints 1, 2 e 3 dos vants estão representados pelos quadrados em vermelho azul e verde, nesta ordem. | 94 |
| FIG.5.9 | Simulação de voo em formação <i>quadrado</i> | 94 |
| FIG.5.10 | Planejamento de Missão: Definição da trajetória de voo para o XPlane® | 97 |
| FIG.5.11 | Planejamento de Missão: Verificação das altitudes máximas das elevações ao longo da trajetória do voo | 97 |
| FIG.5.12 | Gráfico gerado antes da simulação: VANT 1 em vermelho e VANT 2 em azul | 98 |
| FIG.5.13 | Aeronaves Cessna 172 Skyhawk voando em formação no ambiente simulado do XPlane® | 98 |
| FIG.5.14 | Mapa resultante da simulação de voo no XPlane®: VANT 1 em laranja e VANT 2 em preto. São identificados pelos números 102 e 104 respectivamente, que correspondem ao último octeto do IP das aeronaves. | 99 |
| FIG.5.15 | Integração ECS HappyKilmore com o sistema Eagle Tree | 100 |
| FIG.5.16 | CG e Flutuabilidade Neutra | 102 |
| FIG.5.17 | Intensidade do sinal recebido(dBm) versus distância (m). | 103 |
| FIG.5.18 | Intensidade do sinal recebido(dBm) versus distância (m). | 103 |

LISTA DE TABELAS

| | | |
|---------|---|-----|
| TAB.3.1 | Vantagens e desvantagens das abordagens baseadas em campos potenciais locais e globais | 45 |
| TAB.3.2 | Tabela de forças, velocidades e acelerações da aeronave | 58 |
| TAB.3.3 | Graus de liberdade | 60 |
| TAB.4.1 | Tabela dos principais parâmetros do piloto automático de uma aeronave no XPlane® | 84 |
| TAB.5.1 | Tabela de parâmetros do campo potencial para o experimento 1: Os valores de α , r e s determinam o campo vetorial de atração dos vants para os pontos de coordenadas dos <i>waypoints</i> . Os valores repulsivos definem o afastamento entre as aeronaves durante o voo. | 87 |
| TAB.5.2 | Tabela de parâmetros do campo potencial para o experimento 2: Os parâmetros S_{max} e S_{min} definem as velocidades máximas e mínimas dos VANT e S_{med} a velocidade média calculada | 91 |
| TAB.5.3 | Tabela de parâmetros do campo potencial para o experimento 3: Os valores S_{max} e S_{min} definem as velocidades máximas e mínimas de acordo com o modelo da aeronave simulada. Os valores repulsivos R e S são definidos pelas dimensões do Cessna. 20 m de raio e 20 m de área de influência | 96 |
| TAB.5.4 | Tabela de parâmetros do piloto automático para o experimento 3: Os valores levaram em conta as especificações da aeronave Cessna SkyHawk | 96 |
| TAB.5.5 | Tabela de Sustentação do Hélio por m^3 de volume (KHOURY, 1999) | 101 |

LISTA DE ABREVIATURAS

| | |
|--------|--|
| ANAC | - <i>Agencia Nacional de Aviação Civil</i> |
| API | - <i>Aplication Programming Inteface</i> |
| AURORA | - <i>Autonomous Unmanned Remote Monitoring Robotic Airship</i> |
| CAVE | - <i>Certificado de Autorização de Voo Experimental</i> |
| CenPRA | - <i>Centro de Pesquisas Renato Archer</i> |
| DD | - <i>Decimal Degree</i> |
| DMS | - <i>Degree Minutes Seconds</i> |
| ECS | - <i>Estação de Controle em Solo</i> |
| ENAC | - <i>Ecole Nationale de l' Aviation Civile</i> |
| DANT | - <i>Dirigível Autonomo Não-Tripulado</i> |
| FAA | - <i>Federal Aviation Administration</i> |
| FINEP | - <i>Financiadora de Estudos e Projetos</i> |
| GCS | - <i>Ground Control Station</i> |
| GIS | - <i>Geographic Information System</i> |
| GPS | - <i>Global Positioning System</i> |
| HIL | - <i>Hardware in The Loop</i> |
| ISA | - <i>International Standart Atmosphere</i> |
| IME | - <i>Instituto Militar de Engenharia</i> |
| INS | - <i>Inertial Navigation System</i> |
| MaSE | - <i>Multiagent Software Engineering</i> |
| NASA | - <i>National Aeronautics and Space Administration</i> |
| RPA | - <i>Remotely Pilot Aircraft</i> |
| SDANT | - <i>Sistema de Dirigíveis Autonomos Não-Tripulado(s)</i> |
| SLAM | - <i>Simultaneous localization and mapping</i> |
| UDP | - <i>User Datagram Protocol</i> |
| TCAS | - <i>Traffic Collision Avoidance System</i> |
| VANT | - <i>Veículo Aéreo Não-Tripulado(s)</i> |
| VTOL | - <i>Vertical Take Off and Landing</i> |
| WGS | - <i>World Geodetic System</i> |

LISTA DE ALGORITMOS

| | | |
|---|---|----|
| 1 | Algoritmo de Controle de Voo | 75 |
| 2 | Algoritmo Campo Potencial Atrativo - CPatrativo() | 76 |
| 3 | Algoritmo Campo Potencial Repulsivo - CPrepulsivo() | 77 |
| 4 | Algoritmo Campo Potencial Total - CPtotal() | 78 |

RESUMO

Neste trabalho, desenvolvemos um sistema computacional para uma ECS (estação de controle em solo) capaz de controlar o voo e a navegação de múltiplos vants (Veículos Aéreos Não Tripulados), implementando funcionalidades de voo em formação e desvio de vants em rota de colisão. O sistema foi estruturado em dois módulos, o de planejamento de missão e o módulo de controle do voo múltiplo. O planejamento de missão é composto por uma ferramenta de planejamento da formação e planejamento de trajetória que foram implementadas com base na API *NASA World Wind*, possibilitando que o planejamento da formação e da trajetória de voo pudessem ser realizados diretamente em mapas 3D. No módulo de controle do voo múltiplo foi desenvolvida uma metodologia baseada em campos potenciais.

Foi estruturado um ambiente de simulação, para os testes e validação da metodologia proposta. Com o simulador, é possível realizar um planejamento de missão e avaliar os parâmetros do campo potencial, através da visualização das trajetórias simuladas. Outra funcionalidade deste ambiente é a integração da ECS, com o simulador de voo XPlane®, implantando o voo múltiplo em um ambiente muito próximo ao de uma situação real.

Além do trabalho de implementação e validação do software da ECS, também foram realizados testes correlacionados ao tema dessa dissertação. O primeiro, foi um teste de HIL (*Hardware In te Loop*) para o projeto vant-Lanu do IME, em que foi realizada a integração de um piloto automático com uma solução *open source* de ECS. O segundo experimento foi a estruturação de uma plataforma de testes de voo para vants. A plataforma é composta por dois dirigíveis robóticos não tripulados *indoors* que são controlados remotamente, para possibilitar testes das funcionalidades de voo múltiplo. Neste trabalho, descrevemos o modelo aerodinâmico e aerostático do dirigível e é apresentada a plataforma ZigBee (IEEE 802.15.4) como um sistema de telemetria e controle da atitude do dirigível.

ABSTRACT

In this work, we development a computational system for a GCS (Ground Control Station) able to control the flight and navigation of multiple UAVs (Unmanned Aerial Vehicles), implementing features for formation flying and obstacle avoidance. The system was structured in two modules, the mission planning and the multiple flight control module. The mission planning consisted of two other , the formation planning and the path planning module.

They were based on the NASA World Wind API, which enabled the use of these modules as a Geographic Information System - GIS, allowing the setting formation and path planning, directly on 3D maps. For the multiple flight control module, we developed a potential field based methodology. In this module, the formation coordinates are projected to the waypoints defined in the path planning, as virtual attraction coordinates for the aircraft. While the UAVs are attracted to the individual waypoints, the repulsive field takes care to avoid collision of the aircrafts along the planned trajectory. We built a simulation environment for testing and validation of the proposed methodology. With the simulator, it is possible to perform a mission planning and evaluate the potential field parameters settings, through the visualization of the simulated flight before a mission. Another feature of this environment is the integration of the GCS with the flight simulator X-Plane®, which communicates through the open source interface X-Pi (Interface Xplane), deploying multiple flights in such nearly real-like situation.

Besides the implementation and validation of the GCS, we also perform tests related to the subject of this dissertation. The first was a HIL (Hardware In Loop) test for the IME's UAV-Lanu project, which was performed an autopilot integration with an open source GCS solution. The second experiment was the structuring of a flight test platform for UAVs. The platform consists of two indoors robotic unmanned airships that are remotely controlled to allow multiple flight tests. In this work, we describe the aerodynamic and aerostatic model of the airship and it is presented the ZigBee (IEEE 802.15.4) plataform as a telemetry system and attitude control of the airship.

1 INTRODUÇÃO

Recentemente, um grande número de estudos tem sido desenvolvidos na área de VANTs (veículos aéreos não tripulados) (PETRICCA, 2011). Diferentes soluções de sistemas e dispositivos para VANTs são o resultado de pesquisadas, abordando inúmeras categorias de aeronaves, como VANTs de asa fixa, helicópteros, quadricópteros, dirigíveis e até aeronaves bio inspiradas como insetos e pássaros, cada uma apresentando vantagens e desvantagens, dependendo da aplicabilidade.

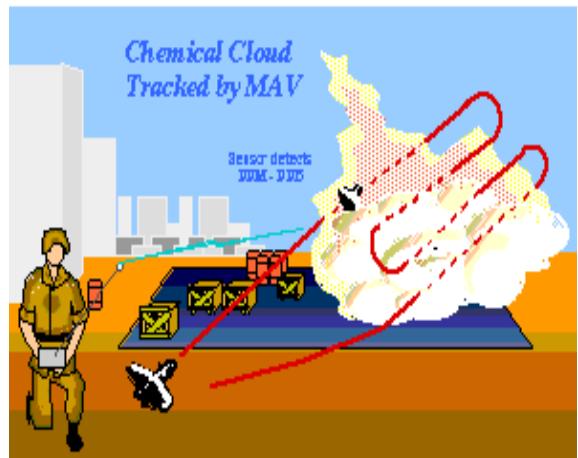
1.1 MOTIVAÇÃO

Aeronaves não tripuladas, podem ser aplicadas em diferentes tipos de missões, tanto civis quanto militares e em geral, são utilizadas em situações inviáveis ou perigosas para atuação humana (GALINSKI, 2007). VANTs podem ser utilizados no apoio ao avanço de tropas, conforme demonstrado na figura 1.1a. Nessas situações, uma aeronave equipada com câmeras, pode fornecer imagens aéreas de um terreno de difícil visibilidade, em um cenário hostil ou desconhecido, sem comprometer a posição da tropa, permitindo uma movimentação segura. No apoio à cias DQBN (Defesa Química Biológica e Nuclear), conforme ilustrado na figura 1.1b, VANTs podem ser equipados com sensores para detecção e monitoramento de agentes químicos ou nuvens tóxicas. Sistemas inteligentes de detecção de movimento como o *Kestrel Land MTI - Moving Target Indication*, desenvolvido pela empresa *Sentient* (SENTIENTVISION, 2013), podem ser integrados à aeronaves para rastreamento e identificação de suspeitos. A figura 1.1c demonstra uma aeronave da *AeroVironments, Inc* (avi, 2013), utilizando o sistema *Kestrel Land MTI*. Outra aplicação que tem apresentado resultados significativos é a utilização de aeronaves não tripuladas para inspeção de áreas com risco de desabamento. A imagem da figura 1.1d foi capturada pelo VANT desenvolvido no IME, em uma operação realizada na encosta da serra da Glória, em Valença, na região do Vale do Paraíba. O objetivo da missão foi identificar locais , que estão em “risco iminente de escorregamento de terra”, de acordo com a classificação da Defesa Civil, e produzir imagens aéreas do local. Tais ações podem auxiliar os órgãos competentes na tomada de decisões, identificação e documentação de desastres naturais. Outras aplicações, tais como busca de sobreviventes, identificação e documentação

de focos de incêndios ou áreas de desmatamento, entre outras, podem ser elencadas como aplicações importantes de VANTs.



(a) Apoio ao avanço de tropas. Fonte: (avi, 2013)



(b) Apoio à Cia. DQBN. Fonte: (MCMICHAEL, 1997)



(c) Rastreamento de suspeitos. Fonte: (avi, 2013)



(d) Inspeção de áreas de risco.

FIG. 1.1: Cenários de utilização de VANTs.

As restrições impostas por tais ambientes definem qual tipo de aeronave é mais adequada à situação e motivam a pesquisa e o desenvolvimento de soluções em diversas áreas (e.g. energia, estrutura de materiais, design e sistemas de controle e comunicação). Em muitos desses cenários, fica evidente a importância da utilização de múltiplas aeronaves que podem trabalhar cooperativamente para o cumprimento das missões. Um exemplo disso, pôde ser observado na operação de monitoramento do desastre ocorrido na região serrana do Rio de Janeiro em 2010, realizada pelo projeto VANT-IME (NETO, 2011). No desastre ambiental, mais de mil pessoas foram soterradas pelos desabamentos ocor-

ridos. O desastre foi tão intenso, que modificou a topografia da região ao ponto dos habitantes da localidade não reconhecerem mais onde existiam casas. A comparação das fotografias aéreas retiradas pelo equipamento do VANT logo após o desabamento, comparadas com fotos do Google Maps (figura 1.2), auxiliaram no processo de identificação dos possíveis locais com vítimas e agilizaram o processo de busca e salvamento. A figura 1.2a é uma imagem retirada do Google que retrata o local antes da tragédia e a imagem 1.2b exibe a sobreposição das imagens do Google com as fotografias retiradas pelo equipamento do VANT do IME. Neste cenário, o tempo é um fator crítico para o resgate de vítimas com vida. Logo, a utilização de múltiplas aeronaves trabalhando cooperativamente, pode auxiliar na redução desse tempo aumentando as chances de sobrevivência das vítimas soterradas.

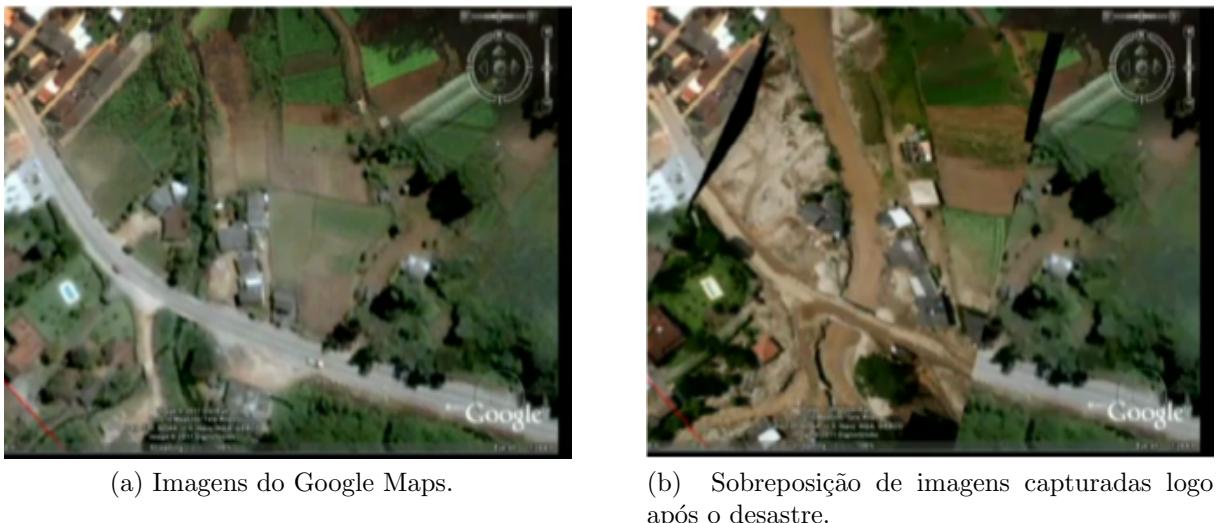


FIG. 1.2: Operação Região Serrana - RJ VANT-IME. Fonte:(NETO, 2011)

Devido ao número cada vez maior de empresas, institutos de pesquisas e instituições interessadas na fabricação e na operação de sistemas de veículos aéreos não tripulados, cresce a preocupação com assuntos de segurança de voo, relacionados principalmente à operações simultâneas de aeronaves tripuladas e não tripuladas, e à operações em áreas populadas, como centros, bairros residenciais e favelas. Inúmeros relatos de quedas de VANTS tem sido observados ultimamente, o que valida tais preocupações. Outra preocupação, refere-se à popularização desse tipo de tecnologia, o que permite sua utilização amadorística, aumentando ainda mais os riscos de utilizações irregulares. Tais pontos não se passam desapercebidos pelos órgãos reguladores, fato que se observa pelo aumento no

rigor para liberação de Certificados de Autorização de Voo Experimental - CAVE (ANAC, 2011) para veículos aéreos não tripulados. A ANAC (Agencia Nacional de Aviação Civil) orienta a emissão de CAVE para VANTs através da instrução suplementar IS de outubro de 2012 (ANAC, 2012), somente para aeronaves remotamente pilotadas - RPA (*Remotely-Piloted Aircraft*). As RPAs constituem uma subcategoria de VANTs e excluem as aeronaves não tripuladas totalmente autônomas. A proposta da IS é ser constantemente avaliada e revisada, para lidar com os avanços da tecnologia, evoluindo para satisfazer essas demandas.

Além disso, observa-se um esforço governamental para liberação de fomentos incentivando pesquisas para melhoria da qualidade das tecnologias relacionadas à VANTs. Um grande número de chamadas de projetos foram divulgados nos últimos anos. Destacamos o projeto NVANT, que foi criado em resposta à chamada pública MCT/FINEP - CT-AERO - VANT 2009, para o desenvolvimento e pesquisa relacionados a micro e mini veículos aéreos não tripulados, do qual participam a empresa XMobots e centros acadêmicos como a Universidade Federal do Rio Grande do Norte - UFRN, a Universidade Federal de Alagoas - UFAL e o Instituto Militar de Engenharia - IME. Além da modelagem e construção dos veículos, o projeto prevê o desenvolvimento de sistemas de navegação e controle, sensores de reconhecimento, como câmeras óticas e/ou de infravermelho, sistemas e sensores para posicionamento, decolagem e pouso automáticos, sistemas de detecção de falhas e reconfiguração, sistemas de armazenamento de dados e telemetria e sistemas que permitam o voo colaborativo de múltiplos veículos, possibilitando maior autonomia em missões conjuntas. O presente trabalho se enquadra como elemento de pesquisa neste último item.

1.2 OBJETIVO E CONTRIBUIÇÕES

O objetivo principal do trabalho descrito nesta dissertação é o desenvolvimento de um sistema computacional de uma ECS (estaçao de controle em solo) para controle de voo e navegação de múltiplos VANTs. O sistema implementa funcionalidades de voo em formação e desvio de VANTs em rota de colisão para um cenário de múltiplas aeronaves. Uma metodologia baseada em campos potenciais foi desenvolvida para o tratamento do voo múltiplo.

A primeira contribuição do trabalho consiste na estruturação de um simulador para testes e validação dos métodos propostos para implementação das funcionalidades de

voo múltiplo. O ambiente de simulação é composto por um módulo de planejamento de missão gráfico que proporciona o planejamento da trajetória e o planejamento da formação de voo, pela inserção de *waypoints* gráficos em mapa. A implementação do módulo de planejamento de missão gráfico foi baseado na API *NASA World Wind* (HOGAN, 2011), que forneceu ferramentas para manipulação e visualização de dados geográficos 3D. Após o planejamento da missão e execução do módulo de voo, o simulador permite uma análise da situação do voo através da visualização das trajetórias simuladas. Com essa função é possível rever os parâmetros do campo potencial e reavaliar um planejamento de voo antes de uma missão. Outra funcionalidade da ECS é a integração com o simulador de voo XPlane® (MEYER), que se comunica através da interface de código aberto X-Pi (*XPlane Interface*), proposta por (CANTONI, 2010), implementando o voo múltiplo em um ambiente próximo ao real.

A segunda contribuição foi a estruturação de uma plataforma de testes de voo para VANTs. A plataforma é composta por dois dirigíveis robóticos não tripulados *indoors* que são controlados remotamente, para possibilitar testes das funcionalidades de voo múltiplo. Neste trabalho, são descritas as modelagens aerodinâmicas e aerostáticas da plataforma e é apresentada a plataforma ZigBee (IEEE 802.15.4) como um sistema de telemetria e controle da atitude do dirigível. Uma visão geral do sistema pode ser observado na figura 1.3. A imagem 1.3a apresenta a estrutura do ambiente de simulação, que é composto por três laptops com o simulador de voo XPlane® instalado, conectados sob uma rede TCP/IP, criando um ambiente de simulação compartilhada (*multiplayer*). A imagem ilustra os módulos de planejamento da missão e o módulo do sistema de controle e navegação de voo múltiplo da ECS, que controla, a partir de um laptop *servidor*, instâncias de aeronaves simuladas pelo Xplane® dos outros laptops, no ambiente *multiplayer*. A imagem 1.3b ilustra a plataforma de testes de voo com o dirigível. Na imagem estão representados o módulo embarcado, que é responsável pelo controle da atitude do dirigível e o módulo em solo, ambos conectados por uma rede *wireless* no padrão ZigBee.

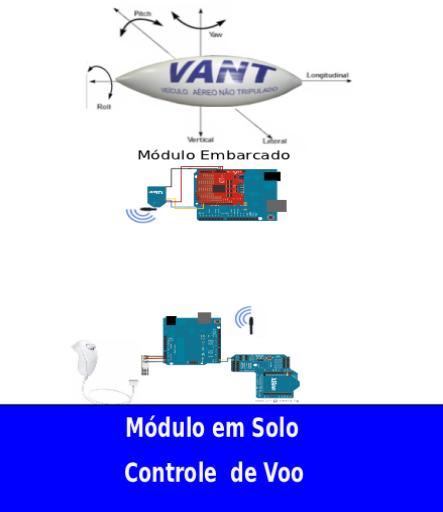
1.3 ESTRUTURA DA DISSERTAÇÃO

Além da introdução, a dissertação está organizada nos seguintes capítulos.

- Capítulo 2 - Revisão de Literatura: Nesse capítulo são apresentados os trabalhos que foram utilizados como base para o desenvolvimento deste. Foram abordados tra-



(a) Estrutura do ambiente de simulação



(b) Plataforma de voo.

FIG. 1.3: Visão Geral

lhos relacionados aos temas de planejamento de trajetórias, controle e navegação, estações de controle em solo e utilização de ambientes simulados.

- Capítulo 3 - Tópicos Tutoriais: Aqui, são descritos assuntos relevantes à solução do problema. São abordados conceitos e técnicas relacionados a navegação, sistemas de informação geográfica (GIS- *Grafical Information System*), campos potenciais para planejamento de trajetórias, simulação e estudo dos modelos de aeronaves utilizados em nosso trabalho.
- Capítulo 4 - Formulação do Problema e Solução Proposta: Nesse capítulo descrevemos o nosso problema e apresentamos o desenvolvimento dos métodos da ECS e do ambiente de simulação para testes e validação de solução proposta.
- Capítulo 5 - Nesse capítulo apresentamos dois experimentos relacionados ao controle de voo múltiplo pela ECS em ambiente simulado e apresentamos os resultados obtidos. Apresentamos ainda, mais dois outros experimentos relevantes ao trabalho realizado. O primeiro foi um teste de HIL (*Hardware in The Loop*) e o segundo foram testes com a plataforma de voo utilizando dirigíveis.
- Capítulo 6 - Considerações Finais: Nesse capítulo apesentamos as conclusões do trabalho desenvolvido e pontuamos os itens de desenvolvimento futuro para estrutura desenvolvida nesse trabalho.

2 REVISÃO DE LITERATURA

O desenvolvimento tecnológico dos vants é impulsionado por um volume muito grande de pesquisas que abordam uma série de problemas relacionados à autonomia de veículos não tripulados. Neste capítulo apresentamos os trabalhos que foram utilizados como embasamento teórico para o estudo e desenvolvimento deste trabalho, em especial dos que tratam do planejamento e geração de trajetórias, estações de controle em solo, ambientes simulados e voo múltiplo.

2.1 PLANEJAMENTO DE TRAJETÓRIAS, CONTROLE E NAVEGAÇÃO

Dos trabalhos desenvolvidos pelo projeto VANT do IME, destacamos o de (PINHEIRO, 2006) que modelou um sistema para uma frota de dirigíveis autônomos não tripulados (DANTs), por meio de técnicas de engenharia de sistemas multi agentes (multiAgent system engineering - MaSE), chegando a um modelo no qual os componentes da frota são mapeados em modelos de agentes. Apesar de não termos utilizado uma abordagem baseada em agentes, o trabalho de Pinheiro foi de grande importância, pois o detalhamento da modelagem das funcionalidades da frota serviu como base para a definição das funções e dos problemas inerentes ao controle de voo e navegação de múltiplas aeronaves.

Em 2007, Maroquio (MAROQUIO, 2007) implementou um simulador para dirigíveis autônomos não tripulados (DANTs), como continuidade do trabalho de Pinheiro. O simulador, reproduz cenários tridimensionais e dirigíveis virtuais, cujo comportamento simulado obedece a um modelo matemático que determina as reações aerostáticas e aerodinâmicas que atuam sobre o veículo. Outra contribuição do trabalho de Maróquio foi o estudo de algoritmos inteligentes para otimização de planejamento de trajetórias.

Também em 2007, Vidal (VIDAL, 2007) implementou um sistema de navegação baseado em visão para dirigíveis autônomos. O sistema, denominado NavDANTI, apresentava as funcionalidades de processamento de imagem e planejamento de trajetória. A parte de processamento de imagens permitia que o usuário executasse operações de suavização, segmentação e calibração de um par de câmeras estéreo, enquanto que o planejamento de trajetória possibilitava a estruturação de obstáculos fixos ou móveis, considerando um ambiente 2D e 3D. O método de decomposição em células foi utilizado para mapeamento

do ambiente e utilizou a meta-heurística colônia de formigas para otimização do planejamento de trajetórias.

Diferentemente de Maróquio e Vidal, em nosso trabalho, abordamos o planejamento de trajetórias por *waypoints* gráficos em mapa considerando um cenário sem obstáculos. No módulo de planejamento da missão são levadas em conta somente a definição dos *waypoints* que compõem a rota do voo sem a preocupação com a otimização da trajetória. Neste módulo apresentamos uma ferramenta de verificação de alturas máximas das elevações que estão no caminho planejado, permitindo que se possa estabelecer uma altura mínima de segurança para o voo. A estruturação da plataforma de testes de voo, utilizando dois dirigíveis, descrita neste trabalho, baseou-se em parte, no modelo apresentado por Maróquio.

Na figura 2.1 é exibido um experimento onde o autor (RICHARDS, 2002), propõe uma série de soluções para alocação de tarefas e planejamento de trajetórias. Na figura 2.1a é ilustrado o grafo de visibilidade de todas as rotas possíveis que múltiplos veículos, representados pelos círculos, podem assumir para visitação dos *waypoints* representados pelas cruzes, desviando-se dos obstáculos definidos pelos retângulos cinzas. A figura 2.1b apresenta o grafo de visibilidade após a aplicação de um algoritmo de planejamento e otimização de trajetórias. Na figura estão representados os caminhos mais curtos e com menor custo, que os veículos podem assumir para a visitação dos três *waypoints* pré-determinados.

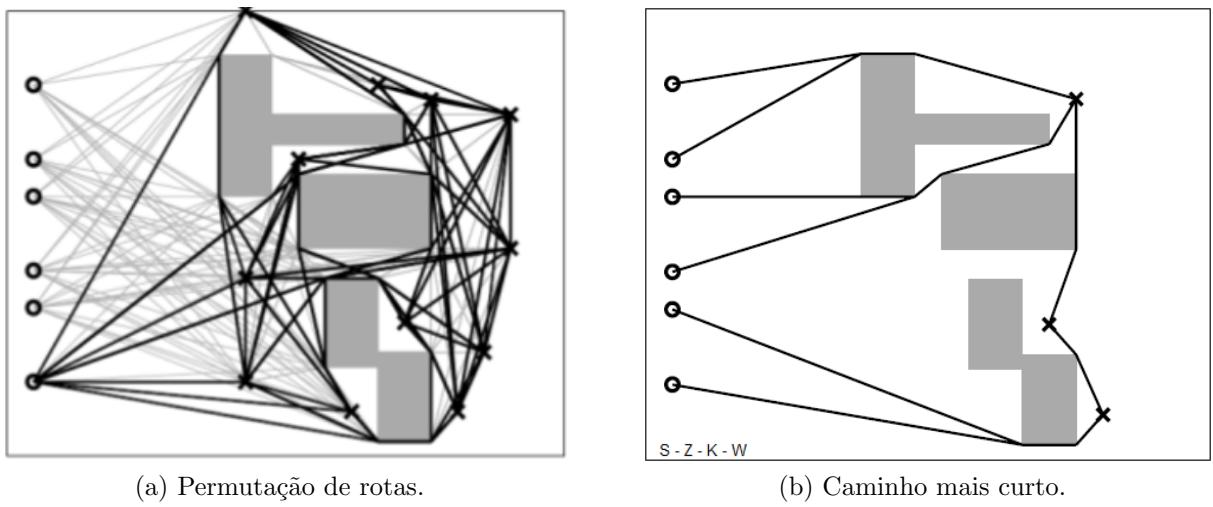


FIG. 2.1: Grafos de Visibilidades. Fonte: (RICHARDS, 2002).

A abordagem apresentada nesta dissertação se difere da descrita em (RICHARDS,

2002), pois o módulo do planejamento de trajetória enfatiza a navegação pelos *waypoints* para o cumprimento da missão e não a otimização da trajetória, levando em conta somente os *waypoints* para os quais as aeronaves serão atraídas, sem a preocupação com rotas alternativas, mesmo que representem caminhos mais curtos. A rota de voo é definida graficamente no mapa e os *waypoints* definem as coordenadas de atração do campo potencial para a navegação das múltiplas aeronaves pela trajetória planejada.

(MEDEIROS, 2010) propôs a utilização do algoritmo de Dijkstra adaptado, baseado em elevações de terreno, visando o planejamento de trajetórias dinamicamente viáveis e livres de colisão para Veículos Aéreos Não Tripulados(vants) de asa fixa. Neste trabalho o autor representa os ambientes de navegação por conjuntos de grafos de visibilidade construídos através de elevações de terreno destes ambientes. Modelos digitais de elevação são utilizados para representar as elevações de terreno. Conforme representado na figura 2.2, a ideia de um planejamento de trajetória livre de colisão e dinamicamente viável para um VANT de asa fixa, deve considerar constantes o raio de curva e a altitude de navegação, ou seja, uma trajetória deve permitir ao VANT navegar entre dois *waypoints* sem violar as restrições cinemáticas do veículo.

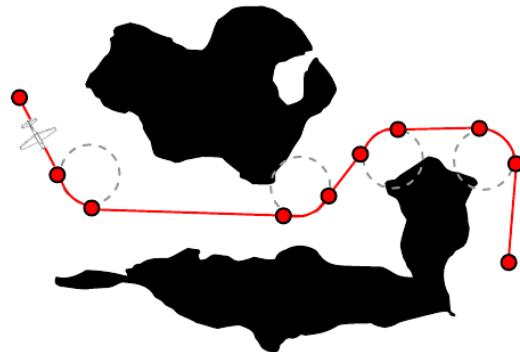


FIG. 2.2: Exemplo de uma trajetória planejada para um VANT de asa fixa (MEDEIROS, 2010)

Em nosso trabalho, também compartilhamos a preocupação para definição de rotas livres de obstáculos e dinamicamente viáveis. Por outro lado, o planejamento de trajetória é estruturado como um sistema de informação geográfica - GIS *Geographic Information System* que utiliza mapas provenientes da API NASA World Wind. Esta API, fornece recursos de medições diversos, dentre eles uma ferramenta de verificação de altitudes das elevações, que auxiliam na definição de uma trajetória livre de obstáculos e dinamicamente viável. Nossa aplicação utiliza um sistema de coordenadas geográficas em que os *waypoints*

do planejamento da rota de voo são definidos com base em coordenadas de latitude e longitude, não sendo necessário uma discretização em células ou grafos de visibilidade para a execução dos algoritmos de controle e navegação das aeronaves.

Outro trabalho desenvolvido neste Instituto, que teve uma relevância indireta, porém importante no desenvolvimento do nosso, foi o de (ALVES, 2010) que descreveu a modelagem e o controle de uma aeronave para utilização em aplicações de planejamento de missão de um VANT de asa fixa. A aeronave descrita em seu trabalho foi o *Cesnna* que corresponde ao mesmo modelo utilizado em nossa abordagem para os testes de voo múltiplo no simulador de voo XPlane®. Apesar do controle de estabilização da aeronave ter sido realizado pelo piloto automático implementado no XPlane®, um entendimento da dinâmica da aeronave foi fundamental para a definição dos parâmetros de planejamento de trajetórias viáveis em nosso trabalho. Em seu trabalho, (ALVES, 2010) descreve em detalhes o projeto de estabilização e guiamento da aeronave utilizando o ambiente MATLAB/Simulink, que poderá servir como base para o desenvolvimento de um piloto automático em trabalho futuro para integração com a aplicação de ECS desenvolvida nesta dissertação.

2.2 ESTAÇÕES DE CONTROLE EM SOLO

ECSs representam um papel fundamental em um sistema de controle de vants. A ideia inicial do nosso estudo era aproveitar os recursos de uma ECS básica e implementar funcionalidades de voo múltiplo nesta estrutura, o que levou à avaliação de algumas ECSs, com destaque para a APM Mission Planner, QGroundControl, Paparazzi e HappyKilmore, os quais serão explicados a seguir.

2.2.1 MISSION PLANNER

O APM Mission Planner é um software de uma estação de controle em solo, desenvolvido por Michael Oborne (OBORNE, 2010) para controle do piloto automático *ardupilot* (ANDERSON, 2011). Apresenta funcionalidades de planejamento de missão como entrada de *waypoints* da trajetória utilizando o Google Maps, como representado na figura 2.4, configuração de parâmetros de controle PID para diferentes aeronaves e suporte ao protocolo de comunicação MAVlink, padrão do piloto automático *ardupilot*. Uma característica desta ECS é que não suporta múltiplas aeronaves, diferentemente da abordagem apresentada neste trabalho.



FIG. 2.3: Mission Planner (OBORNE, 2010)

2.2.2 QGROUNDCONTROL

O QGroundControl (MEIER, 2011) é uma estação de controle em solo baseada no projeto de pesquisa PIXHAWK do grupo de computação visual e geométrica do departamento de computação científica do Intituto ETH Zurchi (MEIER, 2009b). Este grupo também é responsável pelo desenvolvimento e manutenção do protocolo de comunicação MAVlink (MEIER, 2009a), utilizado em muitos pilotos automáticos atuais. As principais funcionalidades do sistema são: suporte ao planejamento de missão por *waypoints* usando mapas 2D e 3D do Google Maps, manipulação dos *waypoints* durante o voo, telemetria em tempo real e suporte a múltiplos pilotos automáticos.



FIG. 2.4: QGroundControl Station (MEIER, 2011)

2.2.3 HAPPYKILLMORE

A HappyKillMore (MATHER, 2010) é um programa simples que foi projetado para receber os fluxos de dados da aeronave e graficamente exibi-los em um computador no solo utilizando um plugin do Google Earth (figura 2.5). Suporta diferentes protocolos de pilotos automáticos, o que o torna particularmente bom para testes de HIL (do inglês, *Hardware in the Loop*) como pode ser visualizado no experimento descrito na seção 5.3 deste trabalho.

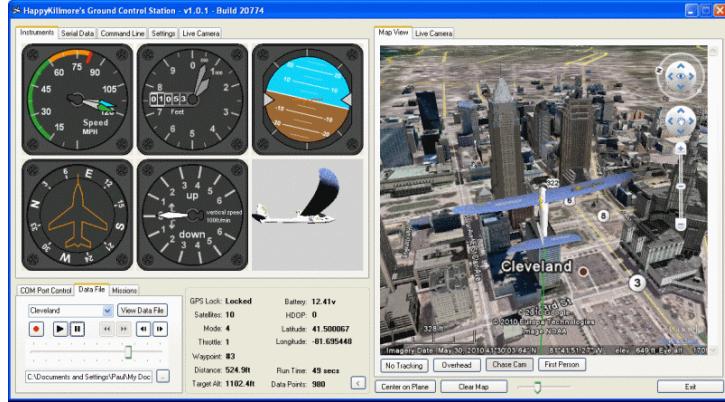


FIG. 2.5: HappyKillMore GCS (MATHER, 2010)

2.2.4 PAPARAZZI GROUND CONTROL STATION

Paparazzi (ENAC-UNIVERSITY, 2011) é um projeto de hardware e software de um sistema de um piloto automático, desenvolvido pela universidade francesa ENAC (*Ecole Nationale de l' Aviation Civile*). O projeto é de código aberto e tem o objetivo de desenvolver um sistema de piloto automático para aeronaves de asas fixas e rotativas (multicopteros).

O Paparazzi *Ground Control Station* é uma unidade de controle e monitoramento em solo de aeronaves não tripuladas que apresenta, suporte ao voo simultâneo de múltiplas aeronaves (BRISSET, 2008), suporte à exibição 2D utilizando o Google Maps, planejamento de missão, edição de *waypoints* do plano de missão em tempo real de voo e suporte à aeronaves de asa fixa ou rotativas, e.g. aeroplanos, helicópteros ou quadricopteros.

O suporte ao voo múltiplo implementa duas funcionalidades:

- Sistema de desvio de colisões: Este sistema implementa uma versão simplificada de um TCAS (*Traffic Collision Avoidance System*) utilizado comumente em aeronaves

civis, cujo princípio é enviar um alerta ao piloto de conflitos de proximidade de aeronaves. O Paparazzi TCAS baseia-se nas coordenadas de posição e altitude das aeronaves definindo altitudes diferentes para as que estão em rota de colisão. Basicamente o sistema determina que a aeronave mais próxima da altitude máxima suba e a que está mais próxima da mínima desça. Caso estejam na mesma altitude a que tiver o menor ID deverá descer.

- b) Voo em formação: O sistema de formação é carregado por arquivos xml contendo os parâmetros da formação e do plano de missão das aeronaves. Os parâmetros definem restrições de distância mínima e máxima entre as aeronaves durante a movimentação pelos *waypoints*. A figura 2.6 ilustra a utilização da Paparazzi CGS controlando um voo em formação de três aeronaves representadas no mapa pelas cruzes branca, vermelha e azul.

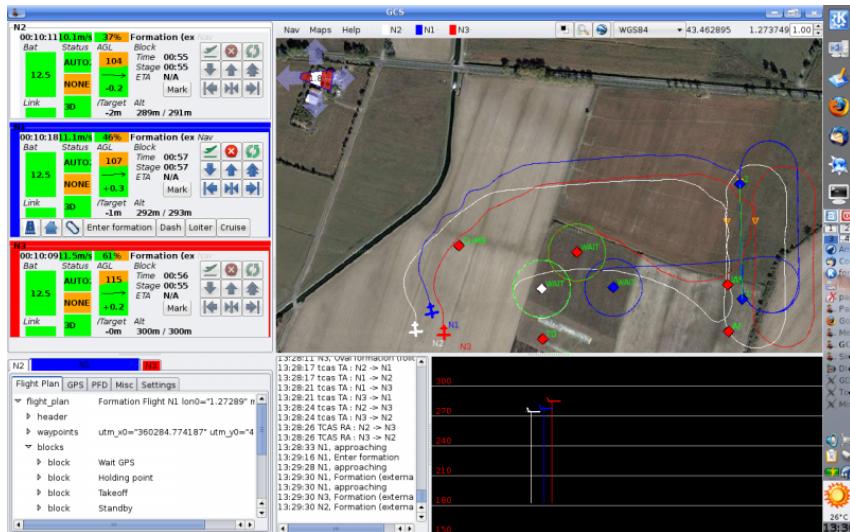


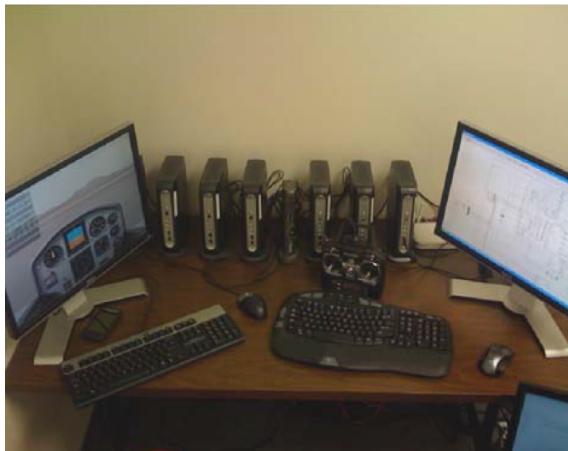
FIG. 2.6: Voo Múltiplo controlado pela Paparazzi GCS. Fonte: (ENAC-UNIVERSITY, 2011)

Semelhante ao proposto em (BRISSET, 2008), o presente trabalho também apresenta um controle de voo múltiplo, porém utilizando uma abordagem baseada em campos potenciais. Nesta abordagem as coordenadas da formação inicial das aeronaves são expandidas para os *waypoints* definidos no planejamento de trajetória como pontos virtuais de atração das aeronaves.

2.3 AMBIENTES SIMULADOS E VOO MÚLTIPLO

A abordagem de simulação descrita nesta dissertação considera robôs aéreos ou vants, portanto ao invés de um simulador robótico tradicional, (e.g. *Gazebo 3D multiple robot simulator*), o estudo enfatizou os simuladores de voo. Assim, pudemos representar um cenário mais realista para a validação da aplicação da ECS (estaçao de controle em solo) desenvolvida. Nesta etapa, os trabalhos relacionados à problemática do voo múltiplo com maior relevância foram o de (GARCIA, 2010),(BARNES, 2007) e (PAUL, 2008).

(GARCIA, 2010) propôs um *framework* de simulação, utilizando o XPlane® e o Matlab/Simulink como ambiente para testes de voo múltiplo. Em seu trabalho, o autor descreve o desenvolvimento de um *cluster* composto por 7 máquinas, como ilustrado na figura 2.7a, que oferece um ambiente de alto desempenho gráfico e computacional para simulação de múltiplas aeronaves. A figura 2.7b representa uma simulação de voo em formação de quatro aeronaves utilizando o ambiente de voo do XPlane®.



(a) Estrutura do *cluster*.



(b) Simulação de voo em formação.

FIG. 2.7: Multi UAV Simulator. Fonte: (GARCIA, 2010).

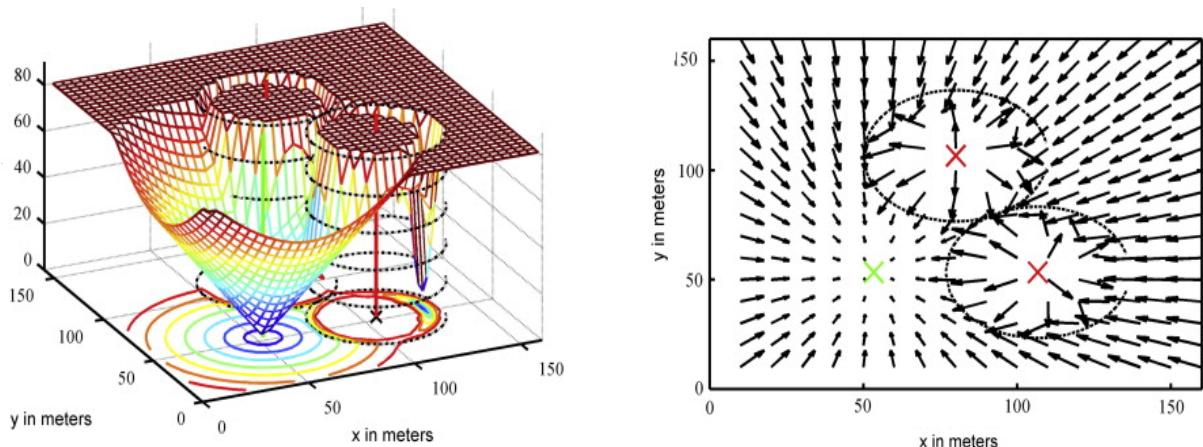
O software de controle para o ambiente de simulação foi desenvolvido em três módulos no Simulink. O módulo de controle foi projetado para controlar a posição global do grupo pela seleção de um conjunto de parâmetros a partir dos quais a formação se origina, ou seja, a formação não é controlada diretamente pelo operador e sim pelos parâmetros do módulo. O avanço é determinado pela comparação da posição de cada veículo com a próxima posição individual desejada. O módulo de controle de formação é responsável por calcular os parâmetros individuais de cada veículo com base na formação desejada e

nas configurações definidas no módulo de controle da missão. Os parâmetros individuais incluem a altitude a direção e os valores que determinam a geração do campo vetorial 2D, para o controle do voo. O módulo de controle do veículo é responsável pela estabilização e navegação de cada aeronave individual. Neste módulo também são definidas as funções de comunicação com o XPlane®.

O controle e a formação de voo, abordados no trabalho de (GARCIA, 2010) basearam-se em (BARNES, 2007) que, através da utilização de funções potenciais, descreve o controle de enxames de veículos terrestres movimentando-se em formação elíptica ao longo de uma trajetória. Em seu trabalho a autora descreve detalhadamente as funções de geração do campo potencial para determinação da formação. No trabalho (GARCIA, 2010), os veículos simulados no XPlane®, que foram utilizados para a validação e testes, basearam-se no modelo do helicóptero Maxi Joker II, cuja modelagem e controle foram previamente desenvolvidos no trabalho apresentado como tese de doutorado do mesmo autor (GARCIA, 2008).

Em nosso trabalho, também utilizamos o XPlane® como simulador de voo e uma abordagem baseada em campos potenciais para controle de múltiplas aeronaves em formação de voo. Porém, os módulos de planejamento da missão, controle de voo e de comunicação com o XPlane®, foram desenvolvidos utilizando a plataforma JAVA de programação, diferindo ao de (GARCIA, 2010) que utilizou o Simulink. Essa abordagem nos permitiu desenvolver uma solução completa para controle de voo de múltiplos vants, que resultou em uma ECS de voo múltiplo com planejamento de missão gráficos utilizando mapas 3D e simulação de voo no XPlane®.

O trabalho de (PAUL, 2008), descreve uma abordagem de formação baseada em um líder virtual, em que vants denominados *seguidores* são atraídos para a área de influência do VANT virtual, denominado *líder* e acompanham a sua movimentação ao longo de uma trajetória. O autor descreve a modelagem de um pequeno helicóptero, que é simulado no ambiente do MATLAB/Simulink para validação dos métodos propostos. A metodologia de campo potencial utilizada em conjunto com a estratégia de líder virtual, como representado na figura 2.8, aborda um ambiente 3D incluindo obstáculos e estratégias para o desvio de veículos em rota de colisão. O gráfico da figura 2.8a representa a magnitude do campo potencial 3D e a figura 2.8b ilustra o campo potencial total, composto pelo somatório do campo atrativo do líder virtual, da composição dos campos atrativos e repulsivos entre os vants seguidores, em relação ao líder virtual e aos obstáculos.



(a) Magnitude do campo potencial em 3D.

(b) Representação 2D do campo potencial total.

FIG. 2.8: Abordagem baseada em líder virtual e campo potencial 3D. Fonte: (PAUL, 2008).

Na abordagem descrita neste trabalho, adotamos uma estratégia parecida com a descrita por (PAUL, 2008), entretanto não utilizamos um VANT líder virtual e sim *waypoints* individuais de atração para as aeronaves. Para cada *waypoints* da trajetória planejada, são projetados *waypoints* individuais virtuais contendo a configuração da formação, também previamente planejada no módulo de formação do planejamento da missão. Cada VANT é atraído para seu *waypoints* individual e repelido pelo campo repulsivo das outras aeronaves ao longo da trajetória de voo, evitando colisões. Neste trabalho não levamos em consideração outros obstáculos, que não as outras aeronaves, e utilizamos uma abordagem 2D, ou seja, fixamos uma altitude para a navegação dos vants ao longo da trajetória planejada. Para contornar uma situação de possível colisão com uma montanha, utilizamos uma ferramenta disponibilizada no módulo de planejamento de trajetória que permite a verificação das altitudes máximas ao longo de toda a rota de voo, com isso é possível estabelecer uma altitude mínima garantindo um voo com segurança.

2.4 ESTRUTURAÇÃO DA PLATAFORMA DE TESTES

O estudo para a estruturação da plataforma de testes, descrita na seção 4.2 desta dissertação, baseou-se no dirigível Passarola (figura 2.9), da Universidade Técnica de Lisboa (ALCÁCER, 2008), onde é aplicado como plataforma autônoma aérea no Projeto RESCUE (Navegação Cooperativa para Robôs de Salvamento), no dirigível AS-800 (figura 2.10) do projeto AURORA (BUENO, 2001) e (FARIA, 2005), desenvolvido pela divisão

de robótica e visão computacional do CTI Renato Archer (CenPRA), e nos trabalhos desenvolvidos no projeto VANT do Instituto Militar de Engenharia.



FIG. 2.9: Dirigível Passarola - Projeto RESCUE



FIG. 2.10: Dirigível AS-800 - Projeto AURORA

Os dirigíveis utilizados como plataforma de voo descritos na seção 4.2 deste trabalho, apresentam uma estrutura muito semelhante ao dirigível Passarola (ALCÁCER, 2008). Neste trabalho descrevemos a modelagem aerodinâmica do dirigível, o desenvolvimento dos módulos, embarcado e em solo, para controle do dirigível e apresentamos os testes que foram realizados na plataforma.

3 TÓPICOS TUTORIAIS

Neste capítulo, apresentamos os conceitos e técnicas utilizados como referencial teórico para o desenvolvimento deste trabalho. Os assuntos abordados envolvem tópicos relacionados à navegação, sistemas de informação geográfica como apoio ao sistema de planejamento da missão, planejamento de trajetórias e navegação por campos potenciais, simulação e modelagem das aeronaves utilizadas como plataforma de testes.

3.1 NAVEGAÇÃO

Navegação é definida como o processo de planejar e percorrer um caminho, a partir de uma localização conhecida até um ponto de destino. Na robótica, a navegação se refere ao modo de um robô encontrar seu caminho num ambiente (MATARIĆ, 2007), com base na aquisição ou extração de informações, correlacionadas com as informações de um mapa desse ambiente. (LEONARD, 1991) resumiu o problema da navegação através de três perguntas. Onde estou? Para onde vou? Como chego lá? A primeira pergunta define um problema de localização. Como saber onde estou em um determinado ambiente, com base no que eu posso ver ou nas informações que sei sobre esse ambiente. As duas outras questões estão ligadas essencialmente a um problema de planejamento de trajetórias.

Para um robô associar o seu comportamento a um ambiente é necessário que ele saiba aonde está e como navegar de um ponto ao outro. Utilizando a representação de um mapa de um ambiente, deve ser capaz de encontrar caminhos entre pontos definidos de acordo com os objetivos e restrições especificados. Para a realização das tarefas de navegação, a obtenção de informações confiáveis do mundo real é fundamental. Nesse sentido, diferentes tecnologias de medições tem sido pesquisadas nas últimas décadas, com enfase no desenvolvimento de sistemas de navegação inercial (INS) e sistemas de navegação via radiofrequência. Segundo (BORENSTEIN, 1996), tais técnicas podem ser divididas em dois segmentos:

- Sistemas de medição da posição absoluta: informam a localização global através de um sistema de coordenadas absolutas, como um receptor de GPS que fornece a posição tridimensional de um objeto na terra.

- Sistemas de medição da posição relativa: informam a posição como sendo a diferença de distância entre o robô e um objeto. Se dividem em sistemas de navegação odométrica e navegação inercial. Nos sistemas odométricos são usados *encoders* para medir a rotação das rodas e controlar a orientação do veículo. Nos sistemas iniciais são usados giroscópios, acelerômetros e algumas vezes magnetômetros. Tais sensores, quando combinados, formam um dispositivo denominado IMU (unidade de medida inercial).

3.1.1 IMU

O funcionamento de uma IMU se baseia na utilização de acelerômetros para medição da aceleração inercial e giroscópios para determinação de variações rotacionais sobre eixos de um sistema de coordenadas definido, como por exemplo as movimentações angulares em aeronaves (arfagem, rolagem e guinada), conforme ilustrado na figura 3.1.

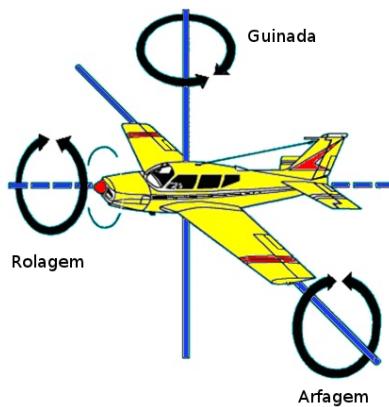
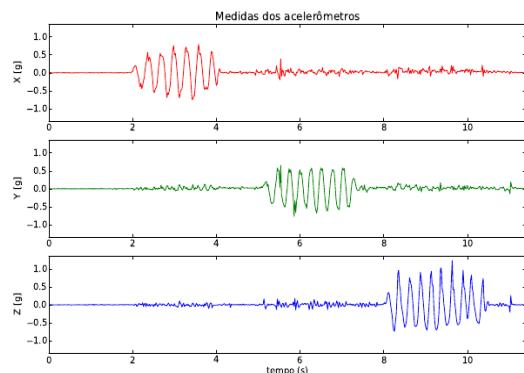


FIG. 3.1: Movimentos angulares de arfagem, rolagem e guinada que são detectados dos giroscópios de uma IMU

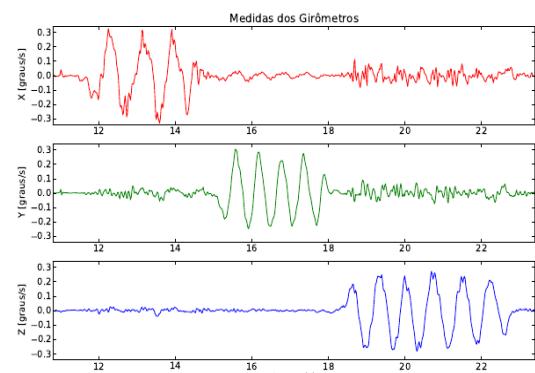
Magnetômetros podem ser incluídos em IMUs, permitindo uma melhor performance de cálculos de orientação em sistemas AHRS (do inglês, *attitude heading reference system*). Um sistema AHRS é composto de sensores que fornecem a orientação e atitude de uma aeronave. A principal diferença entre uma IMU e um AHRS é a adição de um sistema de processamento embarcado em um AHRS que fornece soluções de atitude e orientação, contra a IMU que apenas fornece os dados do sensor. Em um sistema de navegação, uma IMU permite calcular sua posição usando um método chamado *dead reckoning* (KING, 1998). O método possibilita o cálculo da posição atual com base em uma posição previamente determinada, e pelo avanço dessa posição ao longo do tempo decorrido, com base

em velocidades pre-definidas. O principal problema desse método é o acumulo de erro ao longo do tempo.

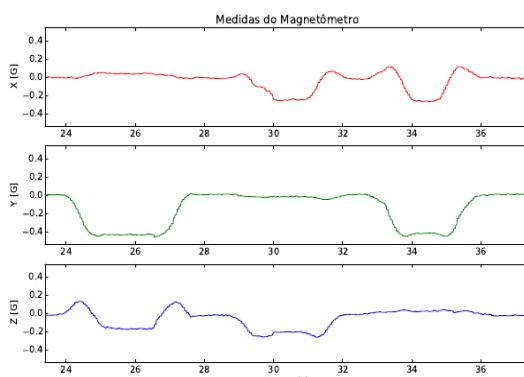
A figura 3.3 demonstra o protótipo de uma IMU desenvolvida para o projeto VANT-IME. No hardware desenvolvido foram utilizados, um acelerômetro que mede a aceleração do veículo e um giroscópio de três eixos para complementar o acelerômetro, obtendo-se assim, informações de velocidade angular em altas frequências, o que se faz necessário para estabilização de aeronaves movendo-se em alta velocidade. Entretanto, devido a erros de deriva dos giroscópios, erros de integração e ao ruído, a utilização de um magnetômetro se faz necessária, pois permite a medição do campo magnético no qual está inserido. As informações de todos os sensores são lidas, filtradas e então processadas para a estimativa da atitude da aeronave (PAIXÃO, 2010). As figuras 3.2a, 3.2b, 3.2c ilustram as leituras dos sensores iniciais e a figura 3.2d demostra o gráfico resultante após a filtragem e processamento das leituras dos sensores individuais.



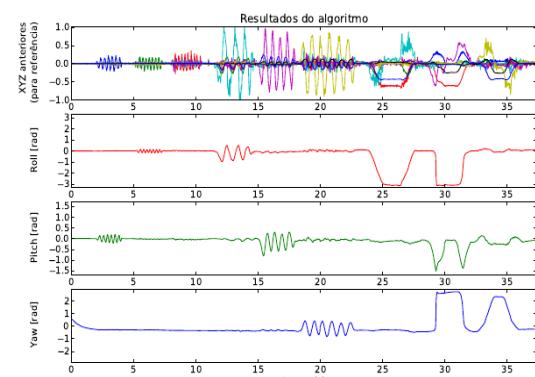
(a) Medições do acelerômetro



(b) Medições do giroscópio



(c) Medições do magnetômetro



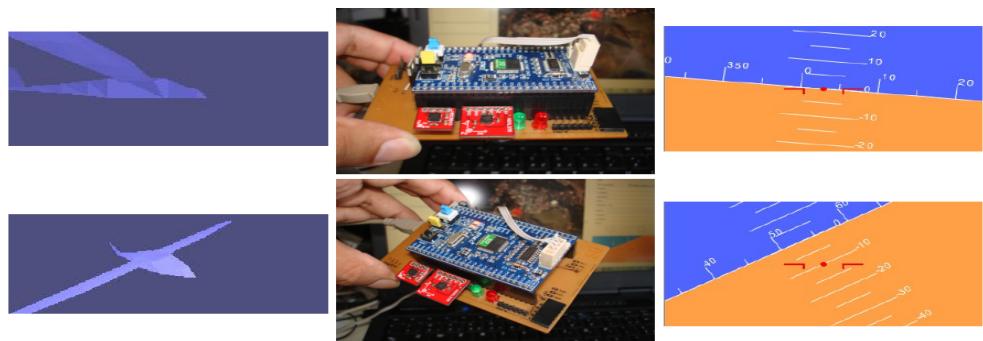
(d) Resultado após o processamento das medições dos sensores

FIG. 3.2: Gráfico da medições dos sensores iniciais da IMU do VANT-IME. Fonte: (DAPAIXAO, 2011)

A figura 3.3a apresenta a tela principal da aplicação, na qual é possível observar a previsão da posição da aeronave, os gráficos gerados pelas leituras dos sensores da IMU (acelerômetros, giroscópios e magnetômetros), a altitude da aeronave e dados gerais de voo. Os gráficos ilustrados na imagem descrevem as medições dos eixos (X,Y e Z) dos sensores inerciais da IMU. A figura 3.3, descreve um teste de HIL (*hardware in the loop*), que demonstra o funcionamento da IMU em tempo real. A imagem à esquerda da figura representa um modelo 3D da aeronave, a imagem central ilustra o protótipo da IMU desenvolvida e a imagem da esquerda o horizonte artificial que demonstra a mudança da altitude da aeronave.



(a) Tela principal da aplicação de testes da IMU desenvolvida no projeto VANT-IME



(b) Teste de HIL (*hardware in the loop*) dos sensores inerciais da IMU do VANT-IME

FIG. 3.3: Protótipo do sistema de navegação inercial do VANT-IME. Fonte: (PAIXÃO, 2010)

3.1.2 SISTEMA DE POSICIONAMENTO GLOBAL (GPS)

GPS é um sistema global de posicionamento baseado em um sistema de navegação por satélites, que fornece a informação da localização e hora a qualquer momento e em qualquer lugar na terra. O sistema NAVISTAR dos Estados Unidos e GLONASS da Rússia, são atualmente os dois únicos sistemas de navegação por satélite inteiramente operacionais. Existem também outros sistemas em implementação: o Galileo da União Europeia, o Compass chinês e o IRNSS (*Indian Regional Navigational Satellite System*) da Índia.

O GPS é composto de três elementos principais. O segmento espacial, o controle do sistema e os receptores (usuários). O segmento espacial é formado pela constelação de satélites, composta por 24 satélites que navegam a 20.200 km de altitude e são distribuídos em 6 planos de órbita com 55° de inclinação, sendo 4 satélites em cada plano, separados em arcos de 60°. A cada 12 horas, os satélites completam uma órbita em volta da Terra. Alguns satélites (de dois a três), são mantidos em órbita como reservas, em caso de pane de um dos satélites, porém funcionando normalmente, gerando um efeito de redundância. Essa arquitetura possibilita que, a qualquer momento e em qualquer ponto da Terra, se possa receber sinais de 6 satélites ao mesmo tempo (ANGLEY, 1991b). O segmento de controle é formado por uma rede mundial de estações com a função de monitorar os sinais transmitidos pelos satélites, processa-los e, sempre que necessário, emitir sinais de comando de posicionamento e de correção dos dados à constelação dos satélites. Cada satélite GPS, transmite continuamente em duas frequências, de 1575,42 MHz e 1227,60 MHz, situando-se na banda L da faixa de UHF, sendo designadas, respectivamente, L1 e L2. Os sinais transmitidos transportam mensagens que incluem, o tempo da mensagem, a posição do satélite no momento da transmissão da mensagem, informações relativas ao desempenho do satélite e dados para modelagem dos efeitos ionosféricos. Em conjunto, estas informações são conhecidas como as “efemérides do satélite”. Os receptores GPS calculam sua posição pela comparação entre o tempo em que um sinal de um satélite foi transmitido com o tempo em que foi recebido. Considerando que a radiofrequência viaja na velocidade da luz e aplicando algumas correções, é possível determinar a distância exata entre o receptor e o satélite.

Para a obtenção de distâncias precisas, os satélites utilizam relógios atômicos extremamente precisos, porém os receptores GPS dispõem apenas de relógios de quartzo (baratos porém imprecisos), obrigando o sistema GPS a atualizar constantemente o relógio do aparelho receptor com a hora atómica transmitida pelos satélites. O receptor GPS requer

a obtenção de mais de uma distância para definir uma posição na superfície da Terra. Se desejarmos uma posição tridimensional (latitude, longitude e altitude) e informação de tempo (hora), é necessário observar 4 satélites, para obtenção de 4 distâncias, o que permite calcular as 4 incógnitas (latitude, longitude, altitude e hora). Para o cálculo, consideramos a seguinte equação:

$$P_r = \sqrt{(X_s - x_r)^2 + (Y_s - y_r)^2 + (Z_s - z_r)^2} - c(T_s - T_r) \quad (3.1)$$

onde, c é a velocidade da luz, T_s é o tempo(hora) da emissão do sinal, T_r é o tempo da recepção, X_s, Y_s, Z_s são as coordenadas do satélite e x_r, y_r, z_r são as coordenadas do receptor. Os parâmetros conhecidos são o tempo da emissão T_s , a posição do satélite (X_s, Y_s, Z_s) e a velocidade da luz $c = 299792,458\text{km/s}$. As incógnitas são a posição do receptor x_r, y_r, z_r e a hora da recepção do sinal T_r . Para cada satélite são geradas 4 equações que deverão ser resolvidas simultaneamente para a obtenção da posição do receptor P_r (ANGLEY, 1991a).

As medidas de posição, cálculos de distância e direção, utilizados pelo GPS se baseiam no sistema de referencia geodésico WGS84 (do inglês *World Geodetic System*) de 1984. Como a maior parte dos sistemas de aviação atuais utilizam o GPS, as soluções para sistema de navegação, usam o WGS84 como padrão para o sistema de coordenadas.

3.1.3 CÁLCULO DE DISTÂNCIA E DIREÇÃO ENTRE DOIS WAYPOINTS

Uma das informações importantes na navegação é a determinação das distâncias entre os *waypoints* de uma trajetória. O conceito de que a menor distância entre dois pontos é uma linha reta não se aplica em num cenário de uma aeronave sobrevoando a superfície da terra. Devido a curvatura da terra, a menor distância é um arco circular conectando os dois pontos, chamado *Great Circle* ou círculo máximo. Essa rota é gerada, (assumindo que terra é esférica) cortando-a pelo meio, gerando um plano circular que passe pelos pontos e pelo centro da terra. Outro tipo de rota entre pontos é a *Rhumb line*, que é uma curva espiralada que corta os meridianos com mesmo ângulo em direção a um polo. Normalmente é utilizada para a definição de cursos em baixas latitudes ou em distâncias curtas. Apesar do *Great Circle* apresentar rotas menores quando em distâncias longas ou em latitudes altas a navegação é mais difícil, porque a orientação muda continuamente

durante o voo, o que torna a *Rhumb line* atraente em alguns casos (DEAR, 2006) .

A distância entre dois *waypoints* pode ser calculada pela fórmula de Haversine (SINNOTT, 1984). Esta fórmula encontra a menor distância entre dois pontos na superfície da Terra. A distância d entre dois pontos de coordenadas $\{lat1, lon1\}$ e $\{lat2, lon2\}$ é dada por:

$$\Delta Lat = lat2 - lat1 \quad (3.2)$$

$$\Delta Lon = lon2 - lon1 \quad (3.3)$$

$$a = \sin^2\left(\frac{\Delta Lat}{2}\right) + \cos(lat1) * \cos(lat2) * \sin^2\left(\frac{\Delta Lon}{2}\right) \quad (3.4)$$

$$c = 2 * \text{atan2}(\sqrt{a}, \sqrt{1 - a}) \quad (3.5)$$

$$d = R * c \quad (3.6)$$

onde, R é o raio médio da Terra, geralmente considerado como $6371km$ (ou 3440.06 nm).

Ainda considerando dois pontos de coordenadas $\{lat1, lon1\}$ e $\{lat2, lon2\}$, uma direção θ pode ser calculada utilizando a seguinte sequência de cálculos:

$$y = \sin(\Delta Lon) * \cos(lat2) \quad (3.7)$$

$$x = \cos(lat1) * \sin(lat2) - \sin(lat1) * \cos(lat2) * \cos(\Delta Lon) \quad (3.8)$$

$$\theta = \text{atan2}(y, x) \quad (3.9)$$

3.2 GIS COMO APOIO AO SISTEMA DE PLANEJAMENTO DA MISSÃO

Um Sistema de Informação Geográfica ou GIS (do inglês *Geographical Information System*), é um sistema projetado para capturar, armazenar, manipular, analisar, gerenciar e apresentar dados geográficos (FU, 2011), funcionando como uma combinação de tecnologias para o suporte e gerenciamento na tomada de decisões. Em um sentido geral, aplicações de GIS são ferramentas que permitem aos usuários criarem consultas interativas, analisarem informações espaciais, editarem dados em mapas, e apresentarem os resultados de todas essas operações.

A utilização de GIS integrados à sistemas de vants tem sido cada vez mais crescente, aumentando ainda mais seus recursos de utilização. Por exemplo, imagens coletadas em tempo real por um VANT, podem ser comparadas com mapas estatísticos provenientes

do GIS para uma análise mais precisa de uma determinada situação. Ferramentas de medições, características dos sistemas GIS, podem ser utilizados para delimitação de áreas em mapas, por exemplo para agilização de procedimentos de busca e salvamento. Outra funcionalidade é o planejamento em mapas de uma rota de voo ou a plotagem em mapas de um voo realizado.

Aplicações de mapas *web* como o Google Maps e o Bing Maps, fornecem acesso gratuito a uma quantidade enorme de informações geográficas, algumas delas como o Google Maps, o OpenLayers e a Nasa WorldWind (HOGAN, 2011) , oferecendo ainda APIs que permitem o desenvolvimento de aplicações personalizadas. Um exemplo dessa integração está presente no programa ARGUS (do inglês *Autonomous Real-time Ground Ubiquitous Surveillance - Imaging System*) ou Sistema de Imagem Autônomo em Tempo Real de Vigilância Terrestre Onipresente, cujo objetivo é fornecer à operadores militares, um sistema de captura de imagens de alta resolução, em tempo real, flexível e ágil para localizar, rastrear e monitorar eventos e atividades de interesse (LEININGER, 2008). O sistema em solo do ARGUS se integra com o sistema de imagens embarcado na aeronave, através da API Nasa WorldWind. Conforme demonstrado na figura 3.4, o sistema em solo possibilita a definição de áreas desejadas abrangendo todo o campo de visão da aeronave. O sistema possibilita, por exemplo, que um operador compare uma imagem recuperada de uma área, com um vídeo em tempo real de voo, proporcionando análises mais precisas.

3.3 PLANEJAMENTO DE TRAJETÓRIAS E NAVEGAÇÃO POR CAMPOS POTENCIAIS

Campos potenciais são muito utilizados para planejamento de trajetórias e desvio de obstáculos, pela sua simplicidade matemática e elegância. (KHATIB, 1986). O principal inconveniente dessa técnica é a formação de mínimos locais, que são obstáculos cuja disposição ou forma podem resultar em um somatório de forças nula, paralisando a movimentação de um robô. Tipicamente, dois métodos podem ser consideradas para geração de campos potenciais. Um método baseado em campos potenciais globais e outro baseando em campos potenciais locais (FENGLEE, 2004). A abordagem baseada em campos potenciais globais é caracterizada pela definição de uma *função de navegação* que se propõe a limitar o problema de mínimo local em um único mínimo global. Essa técnica permite uma padronização do campo potencial, facilitando o planejamento de movimentação coletiva de robôs. A desvantagem é a perda da simplicidade e o consequente aumento

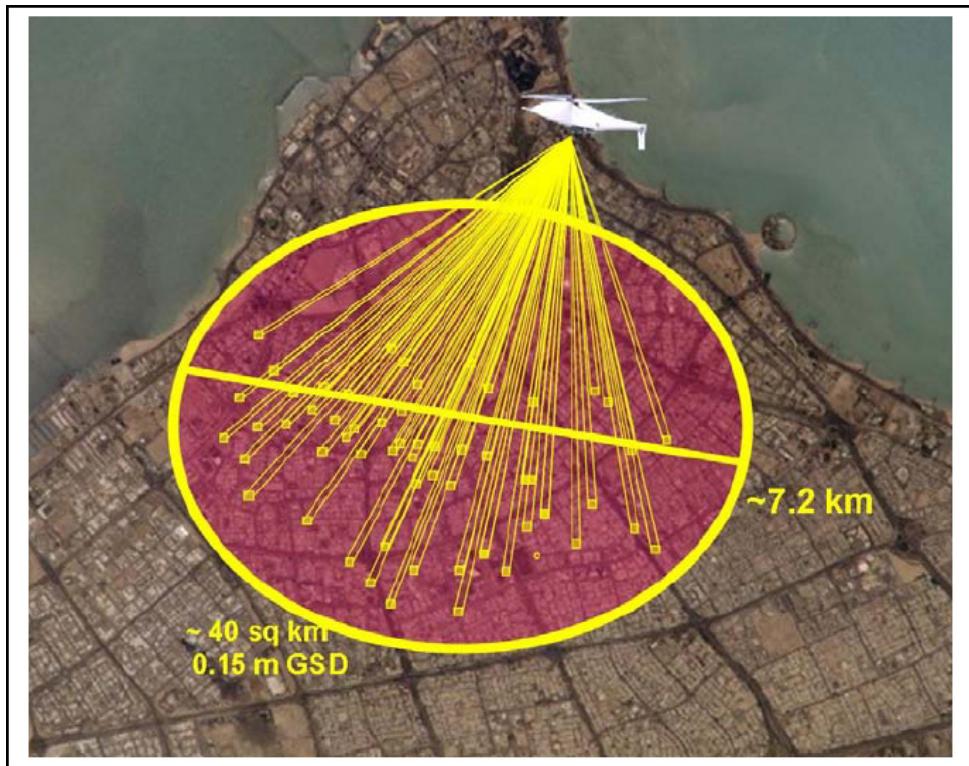


FIG. 3.4: DARPA ARGUS-IS (LEININGER, 2008)

do custo computacional e a necessidade de se ter um conhecimento global do ambiente. Na abordagem local, campos atrativos e repulsivos podem ser calculados de forma independente e posteriormente combinados para a obtenção de um campo potencial total, gerando um vetor de forças, que irá fornecer as informações locais da direção e velocidade da navegação. Este tipo de abordagem não exige um conhecimento total do ambiente de navegação, permitindo fácil adaptação, com mudanças em tempo real no planejamento de movimentação. A tabela 3.1 resume as principais vantagens e desvantagens de cada abordagem.

Várias técnicas utilizando funções de campos potenciais locais foram propostas nas últimas décadas, como exemplo temos: a função FIRAS de Khatib (KHATIB, 1986), a função potencial Superquadrática (VOLPE, 1990) e a função potencial Harmônica (OH-KIM, 1992). A abordagem utilizada nesse trabalho está baseada no método apresentado por (GOODRICH, 2002) que também se baseia na utilização de campos potenciais locais.

| Abordagens | | |
|------------------------|---|---|
| | Campos Potenciais Locais | Campos Potenciais Globais |
| Características | Campos atrativos e repulsivos gerados separadamente e então combinados para a formação do campo potencial total | As informações dos objetivos e obstáculos são utilizadas em um ambiente unificado para a criação de um campo potencial total |
| Vantagens | 1 - Não requer um conhecimento de todo o ambiente 2 – Adição de obstáculos ocorrem pela sobreposição de campos repulsivos ao campo potencial total | Campos Potenciais com somente um único mínimo global |
| Desvantagens | Existência de mínimos locais | 1 - Requer o conhecimento de todo o ambiente 2 – Para a adição de obstáculos o campo potencial total deve ser reconstruído |

TAB. 3.1: Vantagens e desvantagens das abordagens baseadas em campos potenciais locais e globais

3.3.1 CAMPOS POTENCIAIS LOCAIS

A função de campo potencial local é definida como a soma do campo atrativo que aproxima o robô do objetivo e do campo repulsivo que o afasta do obstáculo. Dentro dessa ideia, podemos considerar um robô como uma partícula que está sob a influência de um campo potencial U , cuja variação local depende dos obstáculos e do ponto objetivo que o robô deve alcançar. A movimentação ocorre por iterações induzidas por

$$F(p) = -\nabla U(p) \quad (3.10)$$

que força a movimentação do robô na direção em que o campo potencial decresce, sendo ∇U o gradiente do campo potencial no ponto $p = (x, y)$ que representam as coordenadas de posição do robô.

Os campos potenciais totais são criados da seguinte forma

$$U(p) = U_{att}(p) + U_{rep}(p) \quad (3.11)$$

$$F_{att}(p) = -\nabla U_{att}(p) \quad (3.12)$$

$$F_{rep}(p) = -\nabla U_{rep}(p) \quad (3.13)$$

$$F_{total}(p) = F_{att}(p) + F_{rep}(p) \quad (3.14)$$

$$= -\nabla U_{total}(p) \quad (3.15)$$

$$= -\left[\frac{\partial U}{\partial U_x}, \frac{\partial U}{\partial U_y} \right] \quad (3.16)$$

onde, $U(p)$ representa o campo potencial total, $U_{att}(p)$ o campo potencial atrativo, $U_{rep}(p)$ o campo potencial repulsivo, $F_{att}(p)$ o vetor potencial de forças atrativas, $F_{rep}(p)$ o vetor potencial de forças repulsivas e $F_{total}(p)$ denota o vetor potencial de forças totais, que é igual ao gradiente negativo do campo potencial total, que por sua vez pode ser calculado pelas derivadas parciais de U em relação a x e U em relação a y;

O vetor de força do campo potencial, para um planejamento de trajetórias, normalmente é definido pelo cálculo do gradiente da função aplicada ao ponto de localização do robô ($\nabla = [\nabla x, \nabla y] = [\frac{\partial U}{\partial U_x}, \frac{\partial U}{\partial U_y}]$). Entretanto, o método apresentado em (GOODRICH, 2002) propõe uma abordagem mais simples e direta, em que o vetor de forças é calculado com base em regras que dependem de uma distância d de aproximação do objetivo ou obstáculo. A descrição deste método segue nas próximas seções.

3.3.2 CAMPO POTENCIAL ATRATIVO

Considerando que $[x_G, y_G]$ representam as coordenadas do ponto objetivo (G do inglês *Goal*) e que $[x_R, y_R]$ representam as coordenadas de posição do robô. Assumindo r como o raio do objetivo, s como a área de influência atrativa e α como a força de atração, ∇x_G e ∇y_G podem ser calculados pelos seguintes passos:

- a) Encontrar a distância d entre $[x_G, y_G]$ e $[x_R, y_R]$

$$d = \sqrt{(x_G - x_R)^2 + (y_G - y_R)^2} \quad (3.17)$$

- b) Encontrar o ângulo θ entre $[x_G, y_G]$ e $[x_R, y_R]$

$$\theta = \tan^{-1} \left(\frac{y_G - y_R}{x_G - x_R} \right) \quad (3.18)$$

c) Calcular o ∇x_G e ∇y_G conforme as regras:

- 1) Se $d < r$ então $\nabla x_G = \nabla y_G = 0$
- 2) Se $d > r + s$ então $\nabla x_G = \alpha s \cos(\theta)$ e $\nabla y_G = \alpha s \sin(\theta)$
- 3) Se $r \leq d \leq r + s$ então $\nabla x_G = \beta r \cos(\theta)$ e $\nabla y_G = \beta r \sin(\theta)$

Essas regras definem o comportamento de movimentação do robô em relação ao objetivo e cuja aplicação resulta em um campo vetorial semelhante ao da figura 3.5. Na primeira regra o robô chegou no objetivo, isso significa que as forças devem estar nulas ($\nabla x_G = 0$ e $\nabla y_G = 0$). Na segunda regra o robô está na área de influência s , o que significa que está próximo ao objetivo e deve desacelerar. Na última regra o robô está fora da área de influência, então são aplicados valores mais altos ao vetor de força no sentido de aproxima-lo do objetivo.

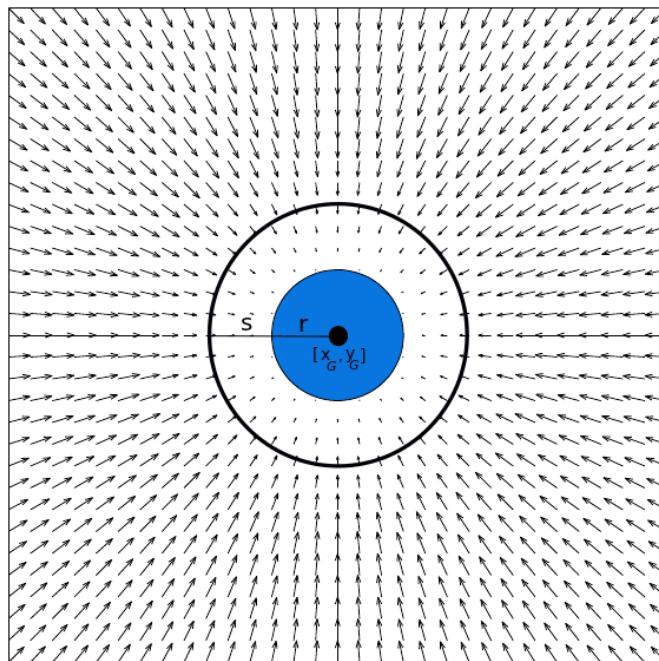


FIG. 3.5: Campo potencial atrativo.

3.3.3 CAMPO POTENCIAL REPULSIVO

Considerando que, $[x_O, y_O]$ representam as coordenadas do obstáculo e $[x_R, y_R]$ representam as coordenadas de posição do robô, R como o raio do obstáculo, S a área de influência repulsiva do obstáculo e β a força de repulsiva, ∇x_O e ∇y_O podem ser calculados pelos seguintes passos:

- a) Encontrar a distância d entre $[x_O, y_O]$ e $[x_R, y_R]$

$$d = \sqrt{(x_O - x_R)^2 + (y_O - y_R)^2} \quad (3.19)$$

- b) Encontrar o ângulo θ entre $[x_O, y_O]$ e $[x_R, y_R]$

$$\theta = \tan^{-1} \left(\frac{y_O - y_R}{x_O - x_R} \right) \quad (3.20)$$

- c) Calcular o ∇x_O e ∇y_O conforme as regras:

- 1) Se $d < r$ então $\nabla x_O = -\beta s \cos(\theta)$ e $\nabla y_O = -\beta s \sin(\theta)$
- 2) Se $r \leq d \leq r+s$ então $\nabla x_O = -\beta(R+S-d) \cos(\theta)$ e $\nabla y_O = -\beta(R+S-d) \sin(\theta)$
- 3) Se $d > r+s$ então $\nabla x_O = \nabla y_O = 0$

Da mesma forma que no campo atrativo, as regras para o campo repulsivo estabelecem os comportamentos do robô de acordo com sua posição em relação ao obstáculo e que resulta em um campo vetorial semelhante ao da figura 3.6. Entretanto, neste procedimento, os vetores assumem uma direção que os afasta do ponto central (obstáculo) com uma intensidade que diminui a medida que se afasta deste ponto, diferentemente do campo atrativo que assume um comportamento contrário a este, ou seja em direção ao ponto central (objetivo).

A primeira regra indica que o robô está muito próximo ao centro do obstáculo, então são aplicados valores máximos no sentido de expulsá-lo o mais rápido possível dessa posição. Na segunda regra, os vetores de força também agem no sentido de afastar o robô do obstáculo, porém com valores menores, o que causa um desvio mais suave. Na ultima regra o veículo encontra-se longe do obstáculo, resultando em vetores de força nulos.

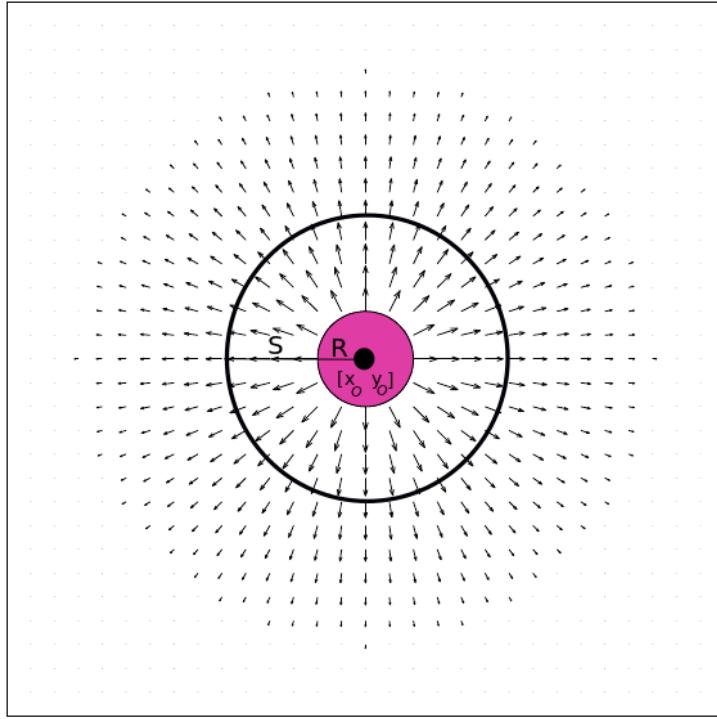


FIG. 3.6: Campo potencial repulsivo.

3.3.4 CAMPO POTENCIAL TOTAL

Os campos potenciais atrativos e repulsivos, agora são combinados para a geração do campo potencial total que definirá um padrão de planejamento de trajetória com desvio de obstáculos como está representado na figura 3.7. Este campo é criado pela adição dos gradientes ∇x_G e ∇y_G gerados pelo campo atrativo e ∇x_O e ∇y_O provenientes dos campos repulsivos dos obstáculos do ambiente de navegação:

$$\nabla x_{total} = \nabla x_O + \nabla x_G \quad (3.21)$$

$$\nabla y_{total} = \nabla y_O + \nabla y_G \quad (3.22)$$

Uma vez calculados os gradientes totais, ∇x_{total} e ∇y_{total} , é possível determinar a velocidade v e o angulo θ do vetor de força do campo potencial respectivamente por:

$$v = \sqrt{\nabla x^2 + \nabla y^2} \quad (3.23)$$

$$\theta = \tan^{-1}\left(\frac{\nabla y}{\nabla x}\right) \quad (3.24)$$

Vale ressaltar que em nossa abordagem a trajetória de voo é livre de obstáculos,

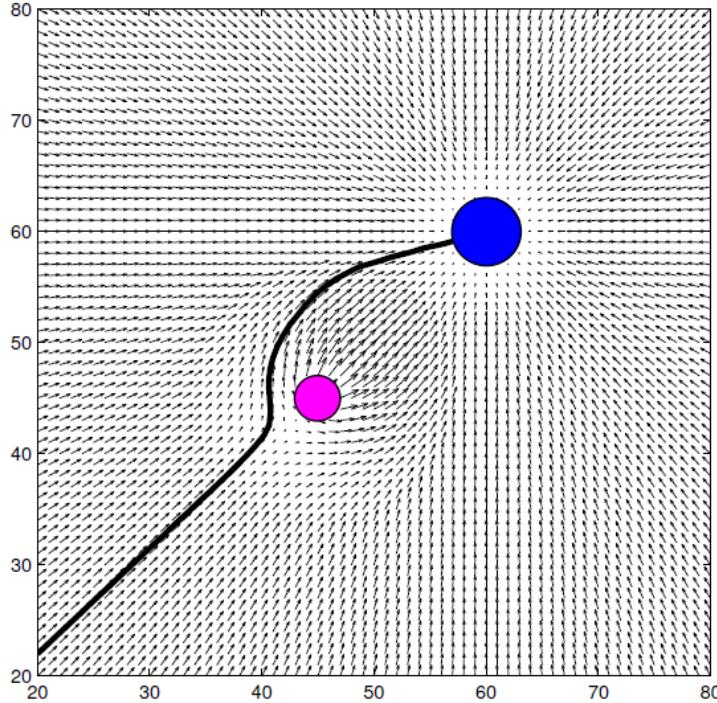


FIG. 3.7: Planejamento de trajetória com desvio de obstáculos, fonte: (GOODRICH, 2002)

entretanto como se trata de um voo múltiplo o campo repulsivo é gerado pelas próprias aeronaves que se repelem ao longo da trajetória até o objetivo.

3.4 SIMULAÇÃO: O SIMULADOR DE VOO XPLANE®

A integração de ambientes simulados com plataformas reais para testes e implementações de experimentos relacionados à movimentação de veículos autônomos apresenta grande relevância com a nossa abordagem, entretanto como este trabalho considera robôs aéreos ou vants, consideramos a utilização de simuladores de voo. Optamos por simuladores consolidados como produtos utilizados tanto no mercado quanto no meio acadêmico, assim, pudemos representar um cenário mais realista para a validação do sistema da ECS (estação de controle em solo) desenvolvida. Dentre os simuladores de voo oferecidos no mercado, foi escolhido o XPlane® por apresentar características mais relevantes ao desenvolvimento da aplicação proposta nesta dissertação.

O XPlane®, é um simulador de voo comercial produzido pela Laminar Research (MEYER), que apresenta uma série de características que o destaca dos demais. Possui recursos de simulação física de voo, contendo um banco de dados de modelos de

aeronaves e de cenários bastante amplo. Possui funcionalidades de geração aleatória de condições climáticas e cenários muito próximos aos de uma condição real de voo. Fatores estes, que o elencam como um dos poucos simuladores de voo a possuir homologação da Administração Federal de Administração, (do inglês: *Federal Aviation Administration - FAA*), para treinamento de pilotos. A FAA é a entidade governamental responsável pela regulamentação e supervisão de todos os assuntos relacionados à aviação civil nos Estados Unidos.

Uma das características que torna o XPlane® bastante útil em nosso sistema é a facilidade de obtenção e comunicação dos dados de voo através de datagramas UDP, como detalhado nas seções 3.4.1 e 3.4.1.1. Além disso, possui boa flexibilidade de plataformas de sistemas operacionais, possuindo versões para Windows, Linux e Macintosh OS. Possui ainda um conjunto de ferramentas para edição e criação de modelos próprios de aeronaves expandindo ainda mais suas aplicações.

Outra característica que pode ser ressaltada é o fato de estar em constante evolução, o que nos permite adequar e otimizar nossa aplicação sem a preocupação com desatualizações e descontinuações. A figura 3.8, ilustra um modelo de dirigível que foi modificado utilizando a ferramenta de modelagem do XPlane®. Este modelo foi aproveitado para teste de simulação para o desenvolvimento da plataforma descrita na seção 4.2 desta dissertação.



FIG. 3.8: Ambiente de simulação: X-Plane 9

3.4.1 COMUNICAÇÃO: X-PLANE DATA SETS

O XPlane[®], permite a configuração de inúmeros parâmetros de voo que podem ser enviados pelo protocolo UDP, para uma aplicação remota, um arquivo de log, ou para serem exibidos na tela do *cockpit* do piloto. Tais parâmetros são denominados de *data sets*. Quando selecionados para envio via protocolo UDP, cada *data set* deve ser apropriadamente decodificado para que possa ser utilizado por uma aplicação. A figura 3.9 ilustra a tela de *Input & Output* para configuração dos *data sets* do XPlane[®]. Na imagem estão selecionados para envio via UDP, os *data sets*, 03 com as informações de velocidade e velocidade vertical, 18 com dados de atitude (*pitch*, *roll* e *headings*), 20 e 21 para informações de posição (latitude, longitude e altitude, velocidade media e distancia percorrida) e 25 para comandos de motor. Além de enviados por UDP, os *data sets* 20 e 21, com informações de posição também estão sendo exibidos no cockpit da tela do piloto no ambiente simulado, conforme ilustrado na figura 3.10.

The screenshot shows the 'Data Input & Output' configuration window in X-Plane. The 'Data Set' tab is selected. The 'enable' checkboxes for various data sets are checked, indicating they will be sent via UDP. The checked items include:

- 00 frame rate
- 01 times
- 02 sim stats
- 03 speed, vertical speed
- 04 Mach, G-load
- 05 atmosphere: weather
- 06 atmosphere: aircraft
- 07 system pressures
- 08 joystick 1 ail/elv/rud
- 09 joystick 2 ail/elv/rud
- 10 art stab ail/elv/rud
- 11 flight con ail/elv/rud
- 12 wing sweep/thrust vect
- 13 trim/flap/slat/s-brakes
- 14 gear brakes
- 15 angular moments
- 16 angular accelerations
- 17 angular velocities
- 18 pitch, roll, headings
- 19 AoA, side-slip, paths
- 20 lat, lon, altitude
- 21 loc, vel, dist travelled
- 22 all planes: lat
- 23 all planes: lon
- 24 all planes: alt
- 25 throttle command
- 26 throttle actual
- 27 engine setting
- 28 prop setting
- 29 mixture setting
- 30 carb heat setting
- 31 cowl flap setting
- 32 ignition setting
- 33 starter timeout
- 34 engine power
- 35 engine thrust
- 36 engine torque
- 37 engine RPM
- 38 prop RPM
- 39 prop pitch
- 40 propwash/jetwash
- 41 N1
- 42 N2
- 43 MP
- 44 EPR
- 45 FF
- 46 ITT
- 47 EGT
- 48 CHT
- 49 oil pressure
- 50 oil temp
- 51 fuel pressure
- 52 generator amperage
- 53 battery amperage
- 54 battery voltage
- 55 fuel pump
- 56 idle speed
- 57 battery
- 58 generator
- 59 inverter
- 60 FADEC
- 61 igniter
- 62 fuel weights
- 63 payload weights and CG
- 64 aero forces
- 65 engine forces
- 66 landing gear vert force
- 67 landing gear vert def
- 68 lift over drag & coeffs
- 69 prop efficiency
- 70 def: ailerons 1
- 71 def: ailerons 2
- 72 def: roll spoilers 1
- 73 def: roll spoilers 2
- 74 def: elevators
- 75 def: rudders
- 76 def: yaw-brakes
- 77 control forces
- 78 TOTAL vert thrust vects
- 79 TOTAL lar thrust vects
- 80 pitch cyclic disc tilts
- 81 roll cyclic disc tilts
- 82 pitch cyclic flapping
- 83 roll cyclic flapping
- 84 grnd effect lift, wings
- 85 grnd effect drag, wings
- 86 grnd effect wash, wings
- 87 grnd effect lift, stabs
- 88 grnd effect drag, stabs
- 89 grnd effect wash, stabs
- 90 grnd effect lift, props
- 91 grnd effect drag, props
- 92 wing lift
- 93 wing drag
- 94 stab lift
- 95 stab drag
- 96 COM 1/2 frequency
- 97 NAV 1/2 frequency
- 98 NAV 1/2 OBS
- 99 NAV 1/2 deflections
- 100 ADF 1/2 status
- 101 DME status
- 102 GPS status
- 103 XPNDR status
- 104 MARKER status
- 105 switches 1:electrical
- 106 switches 2:EFIS
- 107 switches 3:AP/f-dir/HUD
- 108 switches 4:anti-ice
- 109 switches 5:anti-ice/fuel
- 110 switches 6:clutch/astab
- 111 switches 7:misc
- 112 annunciators: general
- 113 annunciators: engine
- 114 autopilot arms
- 115 autopilot modes
- 116 autopilot values
- 117 weapon status
- 118 pressurization status
- 119 APU status
- 120 radar status
- 121 hydraulic status
- 122 elec & solar status
- 123 icing status
- 124 warning status
- 125 hardware options
- 126 camera location
- 127 ground location
- 128 failure state 1-3
- 129 failure state 1-3
- 130 failure state 1-3

A callout box on the right side of the window indicates: "Cockpit During Flight Graphical Display in 'Data-See' Tab Disk file 'data.txt' Internet via UDP". Below the table, there are sections for UDP rates and disk rates, each with checkboxes for rotors, propellers, wings, and stabs.

FIG. 3.9: *X-Plane Data Settings*



FIG. 3.10: *Data Sets* de posição sendo exibidos no cockpit do Xplane®

Para a comunicação via UDP, também se faz necessária a configuração da portas para envio e recebimento de mensagens. Cada um dos 130 *data sets* que podem ser selecionados no XPlane® devem ser apropriadamente decodificados para que possam ser utilizados pela aplicação remota. O método para decodificação está descrito na seção 3.4.1.1. Em nosso sistema, a decodificação das mensagens enviadas está sendo realizada pela biblioteca *X-Pi* - (*X-Plane Interface*) descrita na seção desta dissertação.

3.4.1.1 DATAGRAMA UDP

Como descrito em (BITTAR) o datagrama de cada *data set* possui 41 bytes, decompostos da seguinte forma. Os bytes de 0 a 3 contém os caracteres “DATA”, indicando que é um pacote de dados. O byte 5 é uma diretiva interna. Os 4 bytes seguintes correspondem ao “*data set*” selecionado. A partir de então vem os grupos das instâncias dos dados, que são formados por 8 grupos de 4 bytes cada. A figura 3.11a, ilustra a decodificação de um datagrama típico referente ao envio de dados relativos ao grupo contendo as informações de orientação da aeronave, (pitch, roll e headings). A figura 3.11b exibe a mensagem corresponde ao datagrama com os dados de voo para serem exibidos no cockpit do ambiente simulado do XPlane®.

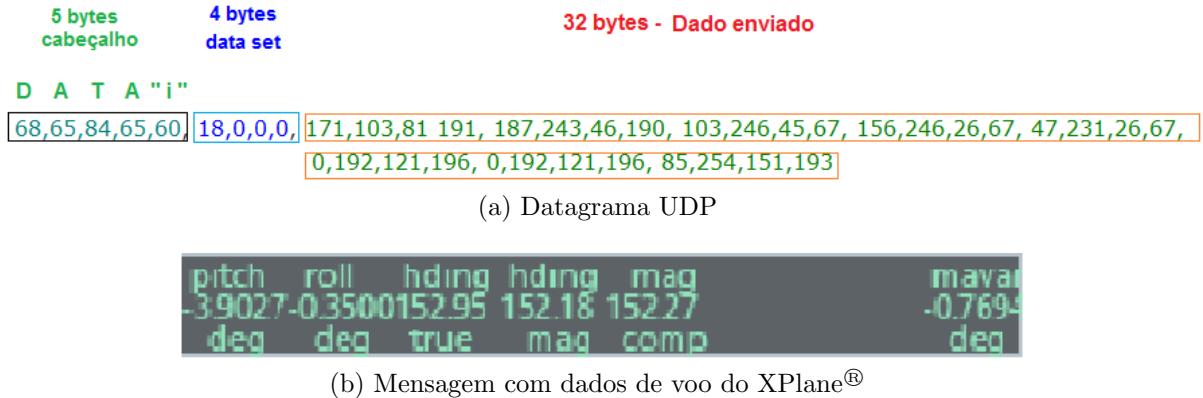


FIG. 3.11: Decodificação do Datagrama UDP.

3.5 MODELOS DAS AERONAVES

Nesta seção estão apresentados os conceitos relacionados aos modelos das aeronaves utilizadas como plataformas de testes para validação dos métodos propostos nesta dissertação.

A primeira corresponde a uma aeronave de asa fixa, o *Cessna* cujo modelo foi utilizado no simulador XPlane® para testes e validação dos algorítimos de campo potencial implementados para controle do voo múltiplo. Apesar de termos utilizado o piloto automático implementado no XPlane®, o que nos permitiu abstrair o controle de estabilização da aeronave, o entendimento da dinâmica de voo do *Cessna* foi necessário para o auxílio à geração de trajetórias de voo viáveis.

A segunda aeronave foi o dirigível, cuja modelagem serviu para a estruturação da plataforma de testes de voo física.

3.5.1 AERONAVE DE ASA FIXA: *CESSNA 172 SKYHAWK*

O modelo de aeronave de asa fixa utilizado no simulador XPlane®, foi o Cessna 172 Skyhawk (figura 3.12). O Cessna 172 Skyhawk é uma aeronave de 4 lugares, monomotor, e asa alta. É muito utilizada como aeronave de treinamento, sendo considerada extremamente fácil de pilotar e robusta.

Nesta seção, descrevemos as principais partes responsáveis pela dinâmica de voo bem como o sistema de coordenadas de posicionamento da aeronave.



FIG. 3.12: Cessna 172 Skyhawk

3.5.1.1 PARTES DA AERONAVE

As principais partes responsáveis pela aerodinâmica do Cessna 172 Skyhawk estão representados na figura 3.13. São elas:

- Asa: Principal parte responsável pela sustentação aerodinâmica da aeronave. São equipadas com duas superfícies de controle : flaps e ailerons.
- Flaps: São usados como freio aerodinâmico e para aumentar a sustentação da aeronave, permitindo o pouso e decolagem com velocidades menores.
- Aileron: controla o ângulo Φ de rotação da aeronave, isto é, o movimento que ela faz em relação ao eixo longitudinal x_B .
- Estabilizador vertical : serve para estabilizar o movimento de guinada, isto é, o movimento que a aeronave faz ao redor do eixo z_B
- Leme: controla o ângulo Ψ de guinada da aeronave.
- Estabilizador horizontal: serve para estabilizar o movimento de arfagem, isto é, o movimento que a aeronave faz ao redor do eixo y_B
- Profundor: controla o ângulo Θ de arfagem da aeronave.

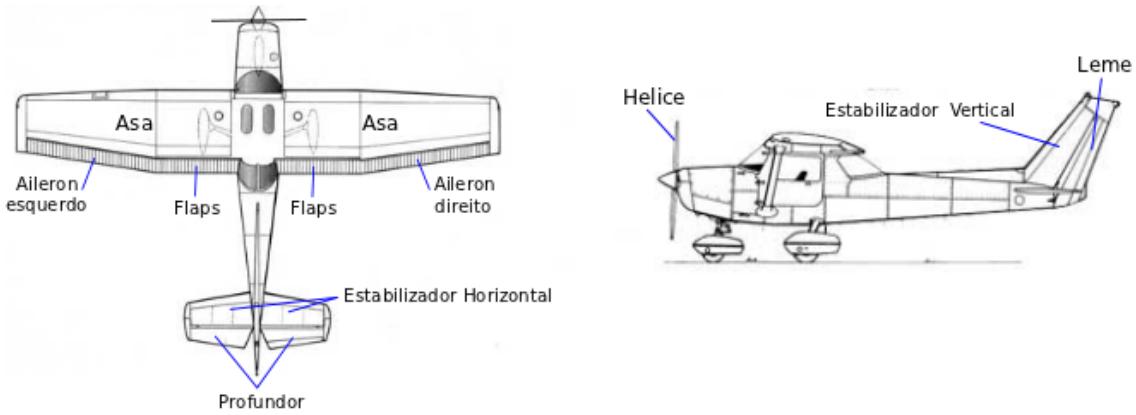


FIG. 3.13: Principais partes do Cessna 172 Skyhawk, adaptado de (JENSEN, 2005)

3.5.1.2 SISTEMA DE COORDENADAS

Os sistemas de coordenadas utilizados como referenciais de posicionamento e orientação da aeronave estão representados na figura 3.14 e 3.15. \mathbb{E} (Earth), indica o referencial fixo na Terra. Neste referencial é assumido o centro da Terra como origem. O eixo $z_{\mathbb{E}}$ aponta para o polo norte, o $x_{\mathbb{E}}$ para a interseção entre o meridiano de Greenwich e a linha do Equador e o eixo $y_{\mathbb{E}}$ é perpendicular aos eixos $z_{\mathbb{E}}$ e $x_{\mathbb{E}}$, conforme a figura 3.14.

A figura 3.15, representa o referencial fixo no Corpo da aeronave, \mathbb{B} (Body) e tem como origem o centro de gravidade (C.G.) da aeronave. O eixo $x_{\mathbb{B}}$ parte do C.G. e aponta para o bico da aeronave, o eixo $y_{\mathbb{B}}$ é alinhado com a asa e perpendicular ao eixo $x_{\mathbb{B}}$. O eixo $z_{\mathbb{B}}$ aponta para baixo perpendicularmente em relação aos eixos $x_{\mathbb{B}}$ e $y_{\mathbb{B}}$.

\mathbb{N} representa o referencial para as coordenadas de Navegação. Está fixo na superfície da Terra, e serve para descrever a posição da aeronave em relação aos respectivos pontos de decolagem e aterrissagem. Esta centrado no C.G. da aeronave, com o eixo $x_{\mathbb{N}}$ apontando para a direção de voo, o eixo $z_{\mathbb{N}}$ para o centro da terra e $y_{\mathbb{B}}$ perpendicular aos outros dois eixos.

De acordo com estes sistemas de coordenadas, a aeronave pode realizar seis movimentos diferentes. Três são movimentos translacionais e três são rotações angulares em torno dos eixos de \mathbb{B} , conferindo ao sistema seis graus de liberdade (6-DoF). Os movimentos lineares ou de translação são os seguintes: frontal ao longo do eixo longitudinal, para a esquerda e para a direita ao longo do eixo lateral e para cima e para baixo ao longo do eixo vertical (figura: 3.16). Os outros três movimentos são angulares ao redor dos eixos longitudinal Φ (movimento de rolamento), lateral Ψ (movimento de guinada) e vertical Θ (movimento de arfagem), conforme esta representado na figura 3.16. A movimentação

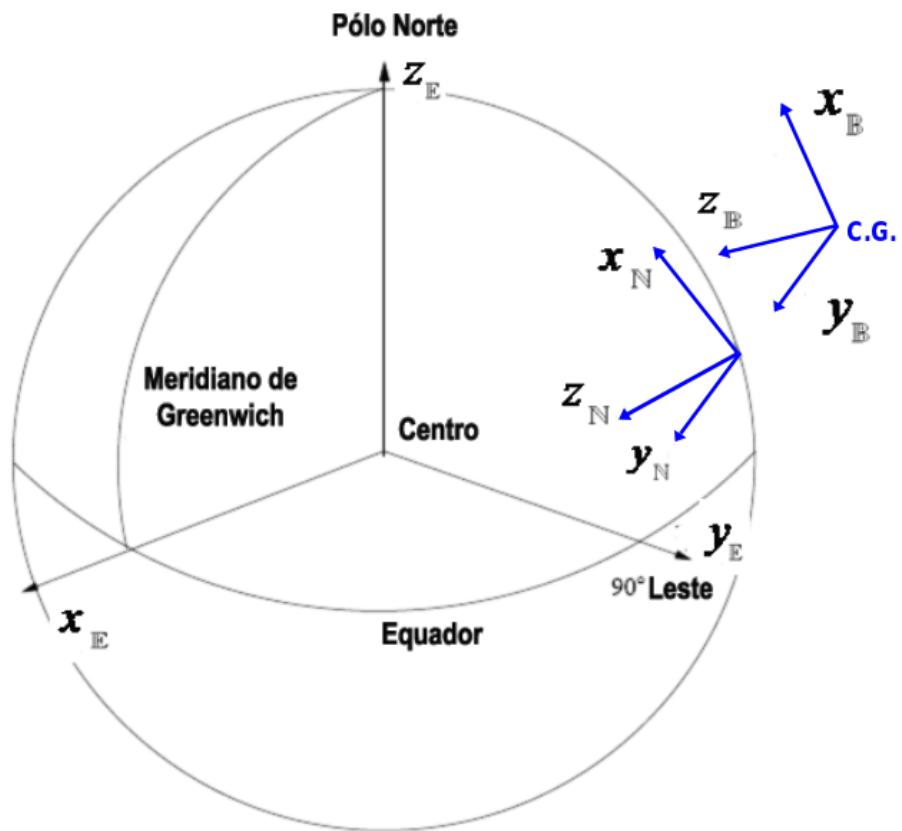


FIG. 3.14: Sistemas de coordenadas: \mathbb{E} para referencial fixo na Terra (Earth), \mathbb{B} para o referencial fixo no Corpo da aeronave (Body) e \mathbb{N} para o referencial de Navegação, fixo na superfície da Terra, adaptado de (JENSEN, 2005)

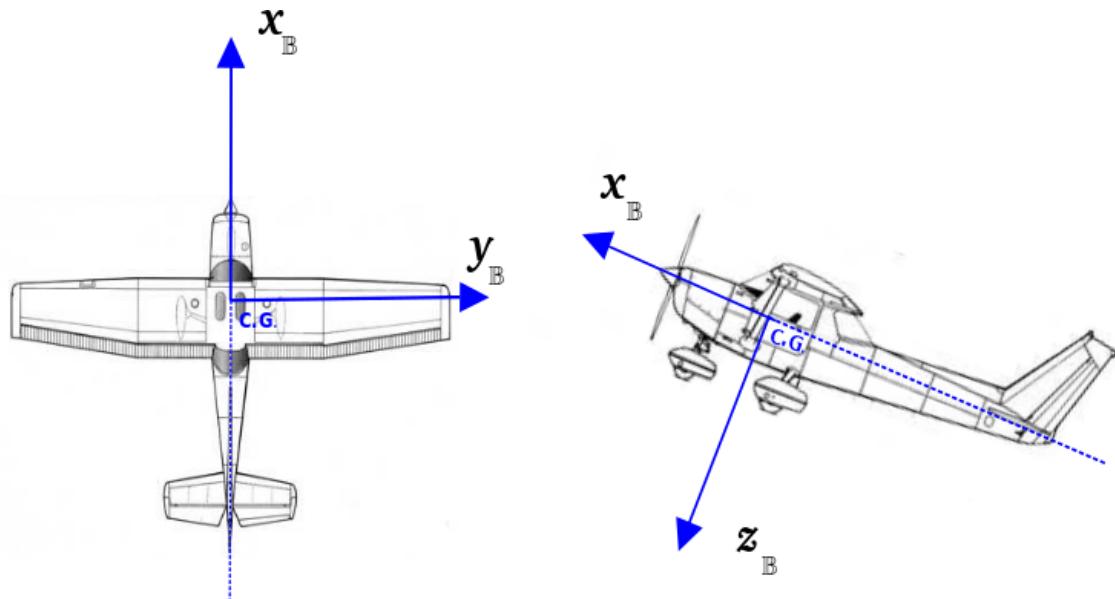


FIG. 3.15: Referencial fixo no corpo da aeronave (\mathbb{B}), adaptado de (JENSEN, 2005)

translacional resulta nos vetores de força, velocidade linear e aceleração linear e a rotacional no vetores de velocidade angular, aceleração angular e torque, conforme descrito na tabela 3.2.

| Unidade | Descrição | Tipo |
|------------------|---------------------------|--|
| v | Velocidade da aeronave | Translação nos eixos x_B y_B z_B |
| a | Acelerações | Translação nos eixos x_B y_B z_B |
| F | Forças lineares | Translação nos eixos x_B y_B z_B |
| ω_B | Velocidade angular em B | Rotação nos eixos x_B y_B z_B |
| $\dot{\omega}_B$ | Aceleração angular em B | Rotação nos eixos x_B y_B z_B |
| τ | Torque | Rotação nos eixos x_B y_B z_B |

TAB. 3.2: Tabela de forças, velocidades e acelerações da aeronave

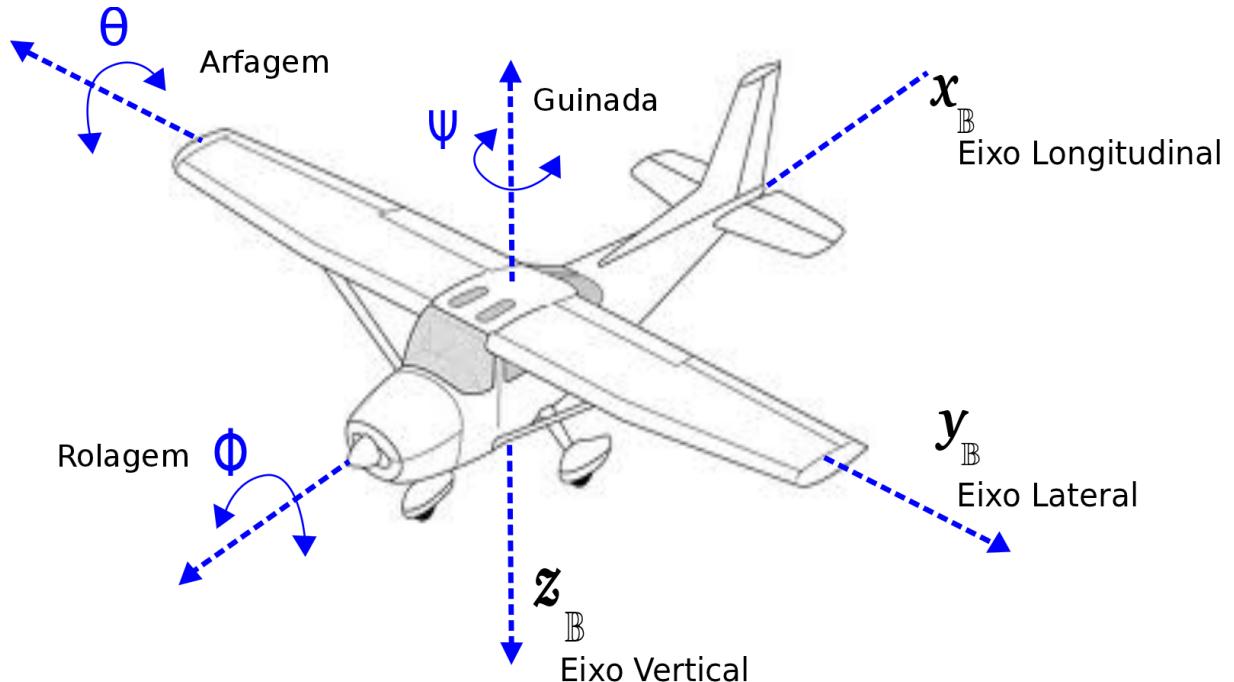


FIG. 3.16: Graus de liberdade da aeronave: Movimentos translacionais ao longo dos eixos, horizontal x_B , lateral y_B e vertical z_B e ângulos de Euler (JENSEN, 2005)

3.5.2 DIRIGÍVEL

3.5.2.1 AERODINÂMICA

Apesar das características aerodinâmicas dos dirigíveis não terem modificado fundamentalmente desde os primeiros dirigíveis, segundo (KHOURY, 1999), um entendimento da modelagem dinâmica permite o desenvolvimento de estruturas de controle mais eficientes.

Neste contexto, os avanços mais significativos se deram em estudos da forma do envelope, mecanismos de controle e propulsão e sistemas de controle eletrônico de voo (KHOURY, 1999). Uma descrição detalhada da dinâmica de voo do dirigível pode ser verificada em (KHOURY, 1999).

Segundo (ALCÁCER, 2008), para uma simplificação da análise da dinâmica, estabilidade e controle de movimentação da aeronave é assumimos que está em equilíbrio estático em relação a um referencial fixo. Como representado em (ALCÁCER, 2008), assumimos a existência de dois referenciais. O referencial f , fixo ao plano do solo e o referencial b , móvel em relação ao referencial f , e fixo ao corpo do dirigível. Os eixos x , y , z , são coincidentes com seus principais eixos de inércia e com o centro de gravidade do dirigível, como representado na figura 3.17

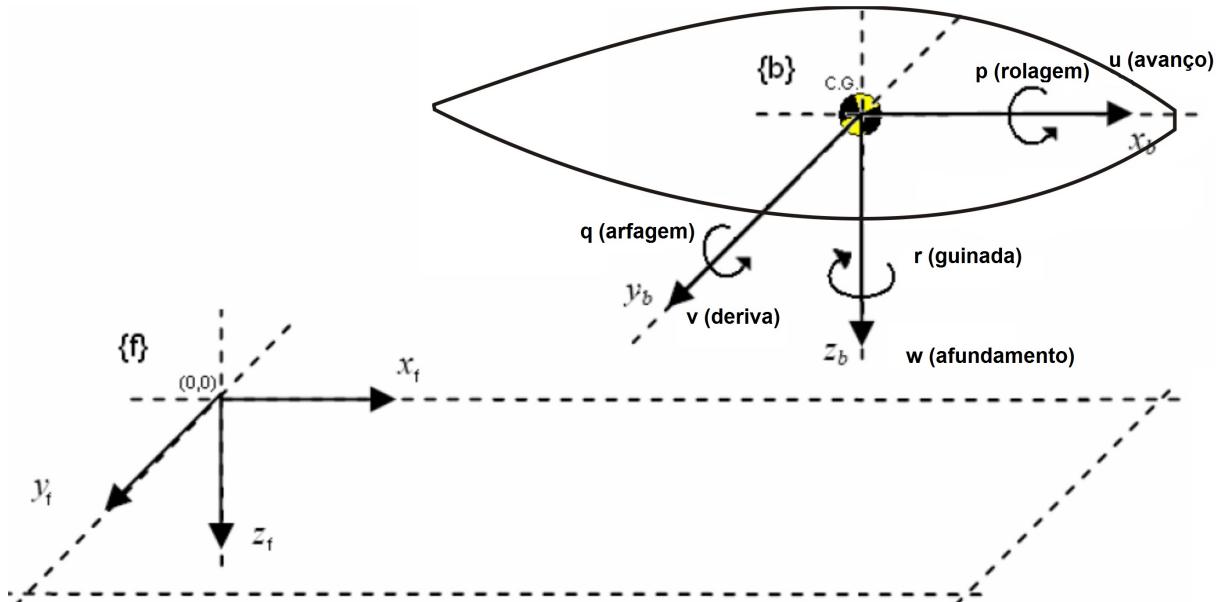


FIG. 3.17: Sistema de Coordenadas adaptado de (ALCÁCER, 2008)

O sistema de coordenadas assumido, descreve uma representação de 6 graus de liberdade (6-dof). As três primeiras coordenadas e suas derivadas temporais, correspondem à posição e movimento translacional do dirigível ao longo dos eixos x , y e z , enquanto que as três últimas, e suas derivadas temporais, representam sua orientação e movimento de rotação.

Apesar da disposição possuir 6-dof, as limitações do controle e de movimentação da plataforma proposta permitem, a utilização de menos entradas do que os graus de liberdade oferecem, como por exemplo o movimento ao longo do eixo y (arfagem), ou o rotação

em torno de x (rolagem).

| dof | Movimento e Rotação | Forças Momentos | Velocidades Linear e Angular | Posição e Ângulos de Euler |
|-----|---------------------|-----------------|------------------------------|----------------------------|
| 1 | x(avanço) | X | u | x |
| 2 | y(deriva) | Y | v | y |
| 3 | z(afundamento) | Z | w | z |
| 4 | x(rolagem) | K | p | ϕ |
| 5 | y(arfagem) | M | q | θ |
| 6 | z(guinada) | N | r | ψ |

TAB. 3.3: Graus de liberdade

3.5.2.2 AEROSTÁTICA

Em se tratando de uma aeronave caracterizada como *mais leve que o ar*, um bom entendimento de como e porque uma aeronave consegue flutuar no ar é essencial para o desenvolvimento de controle estável e robusto (KHOURY, 1999).

O termo *aerostático* se refere à sustentação estática de qualquer corpo *imerso* na atmosfera, da mesma forma que a *hidrostática* descreve o mesmo efeito na água. O que possibilita a capacidade de sustentação estática dos dirigíveis é o gás que está contido no envelope ser mais leve que ar, normalmente hidrogênio ou hélio.

O gás de sustentação adotado em nossa proposta é o hélio, por ser mais seguro e apresentar melhor desempenho que o hidrogênio. Apesar de ser vendido em sua forma pura, provavelmente o gás hélio utilizado não será 100% puro, porque além de conter impurezas do ar a porosidade do material do envelope irá permitir a “contaminação” de ar com o passar do tempo, portanto devemos levar isso em consideração. Para calcular a densidade de impureza do hélio, segundo os padrões internacionais atmosféricos a nível do mar (ISA SL), utiliza-se a seguinte fórmula:

$$pg = (k \cdot 0,169 + (1 - k) \cdot 1.225) \quad (3.25)$$

onde, 1,225 é a densidade do ar e 0,169 é a densidade do hélio 100% puro segundo ISA SL e K é o percentual de pureza do hélio,(e.g. utilizado se o hélio a 95% puro, $k = 0,95$) sendo as densidades do ar e do hélio, representadas em Kg/m^3 .

A força de sustentação estática pode se calculada pela seguinte fórmula:

$$L = V \cdot pn \quad (3.26)$$

onde, L é a força de sustentação (*Lift*), V é o volume do gás de sustentação e $pn = pa - pg$, *densidade do ar (pa) menos densidade do gás contido no envelope (pg)*

Em nossa abordagem assumimos que o dirigível deve atingir um ponto de flutuabilidade neutra (*neutral Buoyancy / Bn*), i.e. o volume de hélio contido no interior do envelope deve ser suficiente para elevar e manter em sustentação estática a carga paga do sistema, $W_{airship}$, que em nossa plataforma é de aproximadamente 3 Kg, considerando o peso do envelope e da gôndola. Qualquer ganho ou perda de altitude será obtido pelo acionamento dos motores. Esta relação é obtida por:

$$Bn = W_{airship} - L \quad (3.27)$$

3.5.2.3 FORÇAS E MOMENTOS

Os efeitos das forças geradas pelos motores da gôndola depende da sua localização no referencial b , fixo ao corpo do dirigível, como representado na figura 3.17, e pode ser expresso pelo esquema representado na figura 3.18.

As forças dos motores e suas componentes, no referencial b podem ser decompostas da seguinte forma:

$$X = (F_{MD} + F_{ME}) \cos \alpha \quad (3.28)$$

$$Y = 0 \quad (3.29)$$

$$Z = (F_{MD} + F_{ME}) \sin \alpha \quad (3.30)$$

Os momentos angulares são dados por:

$$K = 0 \quad (3.31)$$

$$M = -Z \cdot d_X + X \cdot d_Z \quad (3.32)$$

$$N = Fd \quad (3.33)$$

Devido às limitações aerodinâmicas do dirigível o movimento ao longo do eixo Y

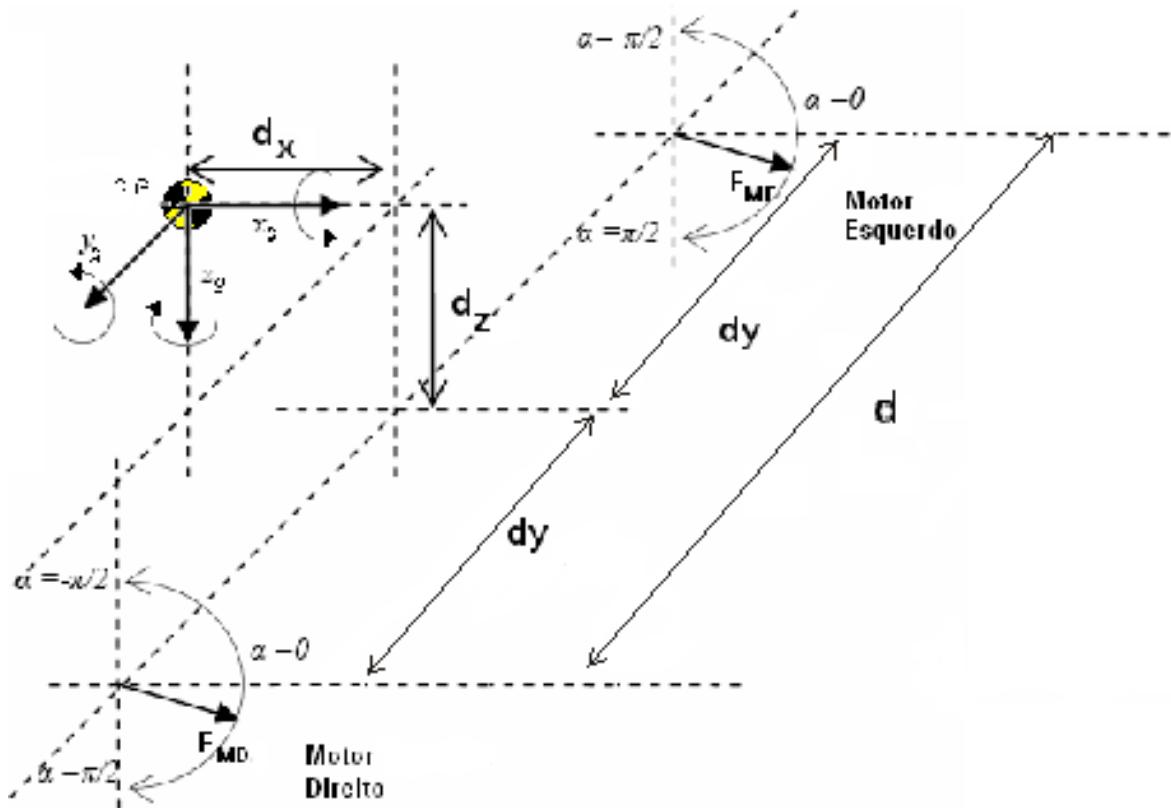


FIG. 3.18: Momentos e Forças dos Atuadores, adaptado de (ALCÁCER, 2008)

(deriva) e a rotação em torno de X (rolagem) não acontecem. A rotação em torno de Z (arfagem) é obtida pelo princípio do braço binário.

4 FORMULAÇÃO DO PROBLEMA E SOLUÇÃO PROPOSTA

O problema abordado consiste na implementação do software de uma ECS (Estação de Controle em Solo) com funcionalidades de voo múltiplo para veículos aéreos não tripulados. Neste cenário foram abordados, o planejamento de trajetória por *waypoints* para múltiplas aeronaves e o planejamento de voo em formação. No escopo deste trabalho, é considerado o voo em formação, quando duas ou mais aeronaves, voam juntas e próximas umas às outras e fazem manobras de forma coordenada. As manobras que podem ser realizadas e controladas pela aplicação consistem na mudança de direção, para que as aeronaves naveguem ao longo de uma trajetória definida pelos *waypoints* planejados na missão, mantendo-se próximas a uma forma preestabelecida no planejamento da formação.

Como solução proposta, apresentamos o desenvolvimento de um ambiente de simulação para testes e validação dos algoritmos da ECS, responsáveis pela implementação do voo múltiplo e descrevemos a estruturação de uma plataforma de voo para testes com a ECS.

4.1 ESTRUTURAÇÃO DO AMBIENTE DE SIMULAÇÃO

O desenvolvimento do simulador para implementação da ECS com funcionalidades de voo múltiplo foi realizada em duas etapas. A primeira, consistiu na criação de um simulador desenvolvido em JAVA, em ambiente controlado, para os testes e validação da metodologia de campo potencial utilizada. Esta etapa, serviu para verificação do algoritmo de campo potencial e avaliação os parâmetros de forças atrativas e repulsivas a serem aplicadas no método. Foram realizados testes com diferentes formações e parâmetros, cujos detalhes e resultados são demonstrados no capítulo de experimentos e resultados (capítulo 5).

A segunda etapa consistiu na integração do simulador implementado em JAVA com o simulador de voo XPlane®. Foi utilizada a biblioteca X-Pi (*X-Plane Interface*) (CANTONI, 2010) como camada de integração com o XPlane®. A função principal da biblioteca X-PI é a decodificação dos datagramas UDP provenientes do XPlane®, viabilizando a comunicação e permitindo a implementação do controle de aeronaves no ambiente simulado do XPlane®.

A aplicação da ECS é composta pelos seguintes módulos:

a) Planejamento de missão, que se subdivide em dois sub-módulos:

- Planejamento de formação
- Planejamento de trajetória por *waypoints*

b) Controle do voo múltiplo.

O fluxograma representado na figura 4.1 apresenta uma visão geral do funcionamento da aplicação.

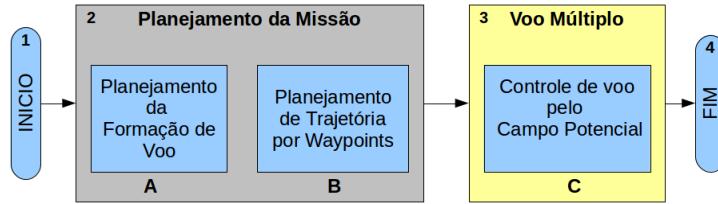


FIG. 4.1: Fluxograma geral da aplicação

O módulo de planejamento da missão, etapa 2 do fluxograma, foi implementado com base na API - Nasa World Wind (HOGAN, 2011). A World Wind é uma API para aplicações JAVA que disponibiliza uma série de componentes para a manipulação e tratamento de informações geográficas em ambiente 3D. A partir desta API foi possível desenvolver uma ferramenta gráfica de planejamento de trajetórias e de formação de voo utilizando mapas (figuras 4.3, 4.4 e 4.5). O fluxograma da figura 4.2, apresenta uma visão mais detalhada dos módulos do planejamento de missão.

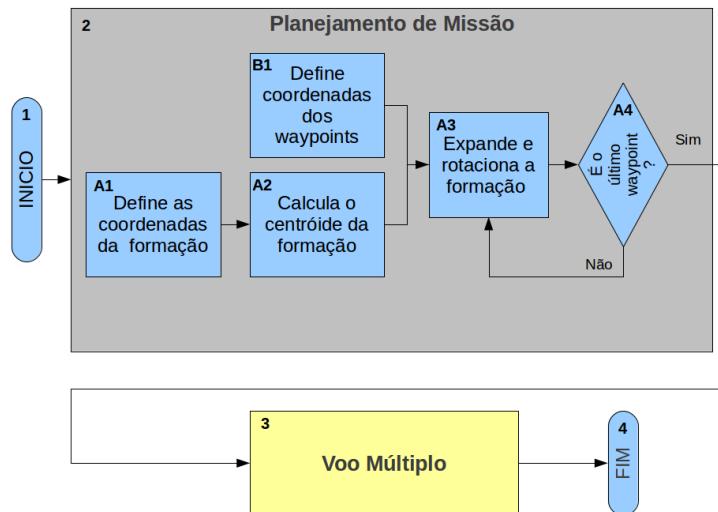


FIG. 4.2: Fluxograma do Planejamento da Missão

Na fase A1 do fluxograma da figura 4.2, as coordenadas da formação são obtidas graficamente utilizando o módulo de planejamento da formação. A ferramenta permite a definição de diferentes tipos de formação, que podem ser predefinidas, como a formação em quadrado e retângulo com quatro aeronaves, polígono, que permite a definição de formações com um maior número de aeronaves e livre que permite qualquer formação e qualquer número de aeronaves. Cada marcador definido no mapa corresponderá a uma aeronave instanciada no simulador. A figura 4.3 apresenta um exemplo de planejamento de formação com três aeronaves, utilizando a ferramenta polígono.



FIG. 4.3: Módulo gráfico de planejamento da formação (etapas A1 e A2 do fluxograma). No painel da esquerda estão os controles para definição da formação, ao meio o mapa para plotagem dos marcadores (vants) e à direita o painel de habilitação das camadas ferramentas da API World Wind

Na fase B1 do fluxograma, as coordenadas dos *waypoints* são definidas através da ferramenta de planejamento de trajetória de voo. Neste módulo, as coordenadas dos *waypoints* do plano de voo, também são obtidas graficamente pela plotagem dos marcadores no mapa. A figura 4.4, ilustra um planejamento de trajetória. Neste exemplo, os marcadores azuis plotados no mapa, indicam os *waypoints* e as linhas amarelas a trajetória por onde as aeronaves navegarão. O painel localizado à esquerda da figura, representa a ferramenta para configuração, edição e manipulação dos pontos da trajetória e visualização das coordenadas dos *waypoints* em latitude e longitude.

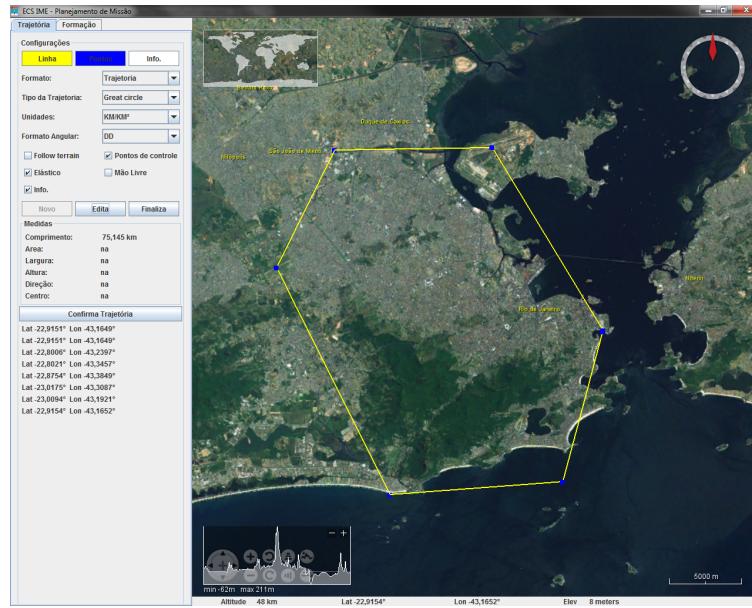


FIG. 4.4: Módulo gráfico de planejamento de trajetória (etapa B1)

Além da definição de *waypoints*, graficamente no mapa, a ferramenta de planejamento de trajetórias possui uma funcionalidade de verificação das altitudes máximas em cada ponto da trajetória do plano de voo. Na figura 4.5, a linha vertical indica a altura máxima na trajetória e o mini gráfico localizado na parte inferior esquerda do mapa informa a altitude indicada na trajetória. Uma vez avaliadas as altitudes máximas é possível estabelecer uma altitude segura para o voo múltiplo das aeronaves.

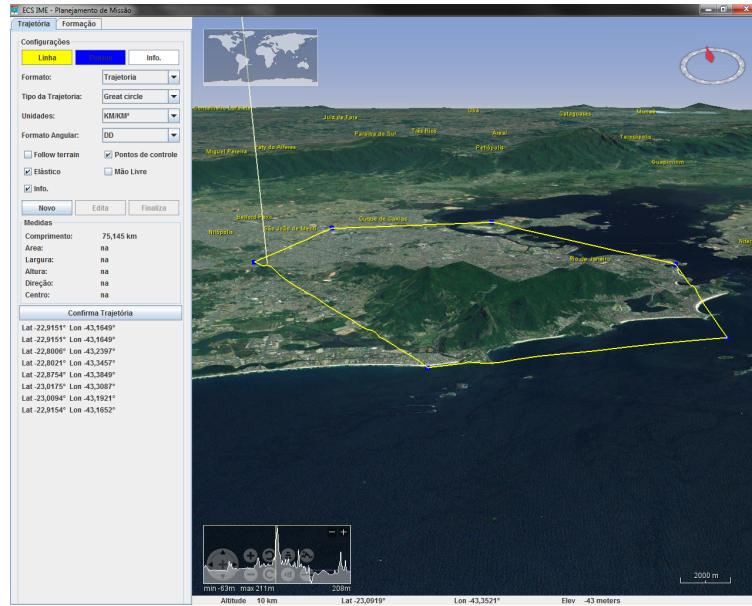


FIG. 4.5: Ferramenta de verificação das altitudes máximas da trajetória

Na fase A2, ainda no fluxograma do planejamento da missão, ilustrado na figura 4.2 é definido o centróide da formação a partir das coordenadas (latitude e longitude) de cada aeronave definida na etapa anterior A1. O cálculo das coordenadas do centroide pode ser obtido por:

$$(x_c, y_c) = \frac{\sum_{i=1}^{n_v} (lat_i, lon_i)}{n_v} \quad (4.1)$$

onde, x_c, y_c são as coordenadas do centroide, n_v é o número total de vants e lat_i e lon_i são as respectivas latitudes e longitudes de cada VANT i , obtidas da fase A1 descrita no fluxograma do planejamento da missão.

Uma vez definida a formação (fase A1), calculado o centróide (fase A2) e definidas as coordenadas dos *waypoints* (fase B1), o módulo de planejamento da missão, expande e rotaciona as coordenadas de formação para cada *waypoint* do planejamento de trajetória. (fases A3 e A4 do fluxograma da figura 4.2). Esse processo é realizado pelos seguintes cálculos:

$$dx_c = x_c - x_f \quad (4.2)$$

$$dy_c = y_c - y_f \quad (4.3)$$

$$\theta = \text{atan2}((W_{prox_x} - W_{atual_x}), (W_{prox_y} - W_{atual_y})) \quad (4.4)$$

$$Wi_x = W_{atual_x} + (dx_c \cos(\theta) + dy_c \sin(\theta)) \quad (4.5)$$

$$Wi_y = W_{atual_y} + (-dx_c \sin(\theta) + dy_c \cos(\theta)) \quad (4.6)$$

onde, dx_c é a distância da coordenada x_c do centroide para o x_f da formação, que corresponde à coordenada de latitude obtida na etapa A1 do fluxograma. dy_c é a distância da coordenada y_c do centroide para o y_f da formação, que corresponde à coordenada de longitude obtida etapa A1 do fluxograma. θ é o angulo entre o *waypoint* atual (W_{atual}) e o próximo *waypoint* (W_{prox}) e (Wi_x, Wi_y) correspondem às coordenadas dos *waypoints* individuais de cada VANT da formação, expandidos e rotacionados em relação ao próximo *waypoint*.

Isso significa, que para cada *waypoint*, são criados *waypoints* virtuais para cada VANT, com a configuração da formação definida, e para os quais as aeronaves são atraídas, proporcionado o voo em formação pelos *waypoints*. Uma escolha adequada dos parâmetros de força de atração e repulsão do campo potencial, permitem uma melhor formação de

voo entre os *waypoints*, como pode ser de visualizado nos experimentos do capítulo 5.

Após o planejamento da missão, é iniciada a etapa 3, em que o algoritmo de campo potencial implementado na ECS, assume o controle do voo múltiplo dos vants. O fluxograma da figura 4.6 apresenta um detalhamento do módulo de controle do voo múltiplo.

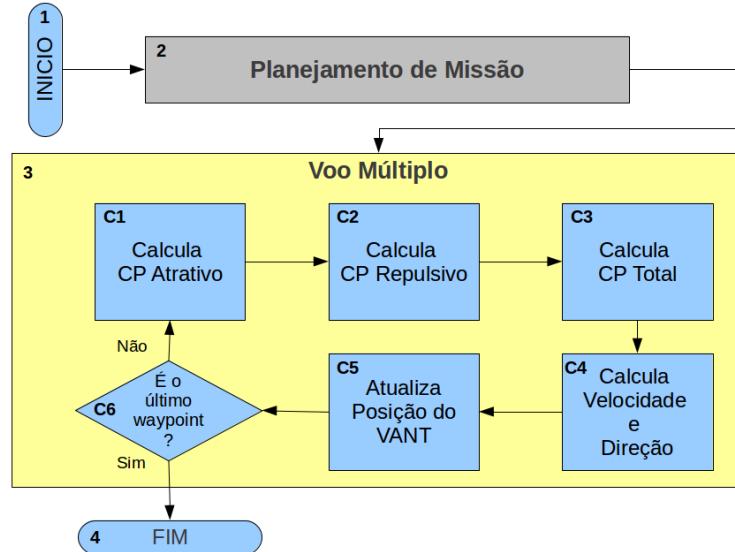


FIG. 4.6: Fluxograma do módulo de controle do voo múltiplo

Na fase C1 da etapa 3 do fluxograma de controle do voo múltiplo, é calculado o campo potencial atrativo com base no método descrito no capítulo 3, seção 3.3.2. Utilizando as coordenadas das aeronaves, e dos *waypoints* obtidas na etapa 2 do planejamento de missão, são calculadas a distância e o ângulo entre o VANT e o primeiro *waypoint* da trajetória planejada, de acordo com as equações 3.17 e 3.18, respectivamente. Após isso, é calculado o gradiente atrativo (∇x_G e ∇y_G), conforme as regras definidas no método descrito na seção 3.3.2. Na fase C2, são calculadas as forças repulsivas entre as aeronaves, conforme descrito na seção 3.3.3 do capítulo 3. Primeiramente são calculadas, a distância e o ângulo entre as aeronaves, respectivamente pelas equações 3.19 e 3.20. Em seguida, é definido o gradiente repulsivo (∇x_O e ∇y_O) entre cada aeronave, conforme as regras descritas. Os gradientes atrativos e repulsivos, calculados respectivamente nas fases C1 e C2 do fluxograma, são combinados na fase C3 para o cálculo do campo potencial total de acordo com as equações 3.21 e 3.22, conforme descrito na seção 3.3.4. Na fase C4, é calculada a velocidade conforme a equação 3.23 e a direção de navegação do VANT, pela equação 3.24, ambas também descritas na seção 3.3.4 do capítulo 3. Na fase C5 do fluxograma,

as coordenadas de latitude e longitude da cada aeronave são atualizadas a cada passo de tempo. São calculadas então, a distância, conforme equações 3.2 à 3.6 e a orientação de navegação, pelas equações 3.7 à 3.9, das posições atualizadas de cada aeronave até seu *waypoint* individual. Na fase C6, é verificado se o *waypoint* atual (W_{actual}) corresponde ao último *waypoint* da lista definida na fase B1 da etapa 2 do fluxograma do planejamento de missão. Caso não seja o último, as fases C1 até C5 são recalculadas até que seja verificado o último *waypoint* da trajetória, quando a missão será encerrada.

4.1.1 DETALHAMENTO DOS MÓDULOS DO PLANEJAMENTO DE MISSÃO

Conforme descrito na seção anterior, o módulo do planejamento de missão da ECS é composto por dois sub módulos: o de planejamento da formação e de planejamento da trajetória de voo. Para o desenvolvimento desses módulos foi utilizado a API Nasa World Wind, que disponibilizou a utilização de várias ferramentas de informação e medição geográfica. Os painéis com a descrição das funcionalidades dos módulos de formação e planejamento da trajetória estão descritos nas figuras 4.7 e 4.8 respectivamente.

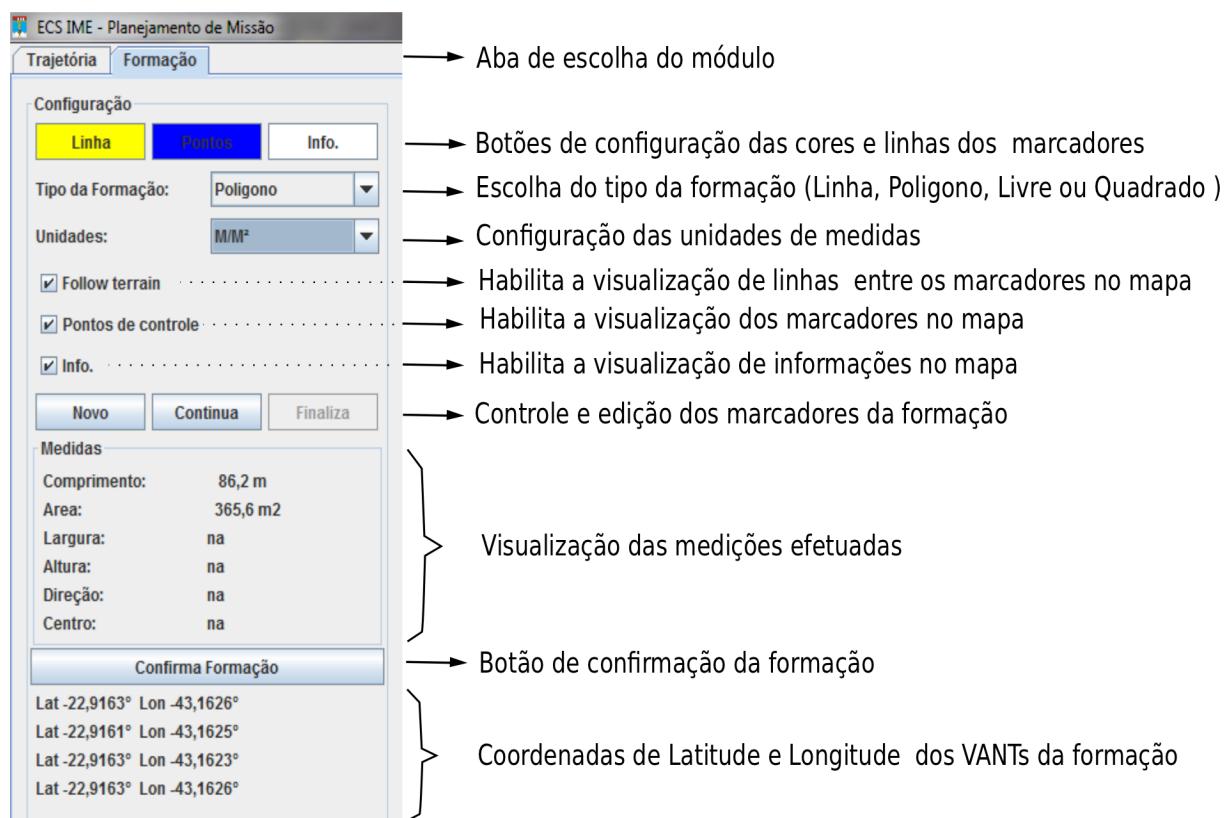


FIG. 4.7: Painel do módulo de edição e controle da formação

Desconsiderando aquelas cuja função é óbvia, existem algumas ferramentas no painel de controle da formação (figura 4.7) que podem ser mais detalhadas. Antes disso, vale ressaltar que a cada clique no mapa será adicionado um marcador que representa um VANT da formação. Cada marcador está associado a uma posição de latitude e longitude no mapa, como pode ser visualizado na figura 4.3.

A formação poderá ser definida com a escolha do tipo da formação. Essa função possibilita a utilização de uma formação predefinida (quadrado ou retângulo) ou livre. As principais são:

- quadrado ou retângulo que define obrigatoriamente um número de quatro vants em formação retangular;
- polígono, que possibilita a definição de qualquer forma poligonal com um número qualquer de vants;
- linha que permite a formação linear com a limitação de dois vants;
- livre, que possibilita a definição que qualquer forma e número de vants.

Três botões controlam a criação e edição das formações: o botão Novo, inicia uma nova formação; os botões Edita/Continua, se alternam, quando o Edita é clicado os marcadores podem ser ajustados, quando o Continua é pressionado, o programa retorna ao modo de adição de marcadores no mapa; o botão Finaliza, encerra a criação da formação. O botão de Confirmação da Formação conclui o planejamento da formação, enviando as coordenadas da formação para os métodos de cálculo do centroide (fase A2 descrita no fluxograma).

No painel de controle e adição da trajetória representado na figura 4.8 as funções que podem ser detalhadas são:

- Formato: Neste é definido o tipo de caminho. Apesar dos formatos como o polígono que me retorna a informação da área definida pelo caminho ou a livre que possibilita a definição de curvas mais suaves, o formato Trajetória mostrou ser o mais usual para a definição dos caminhos do planejamento de trajetória.
- Tipo de Trajetória: Define o método para o cálculo das distâncias. Na Linear o cálculo é realizado considerando um plano, não leva em conta a curvatura da terra. O *Great Circle* é utilizado em longas distâncias, e retorna a menor distância entre

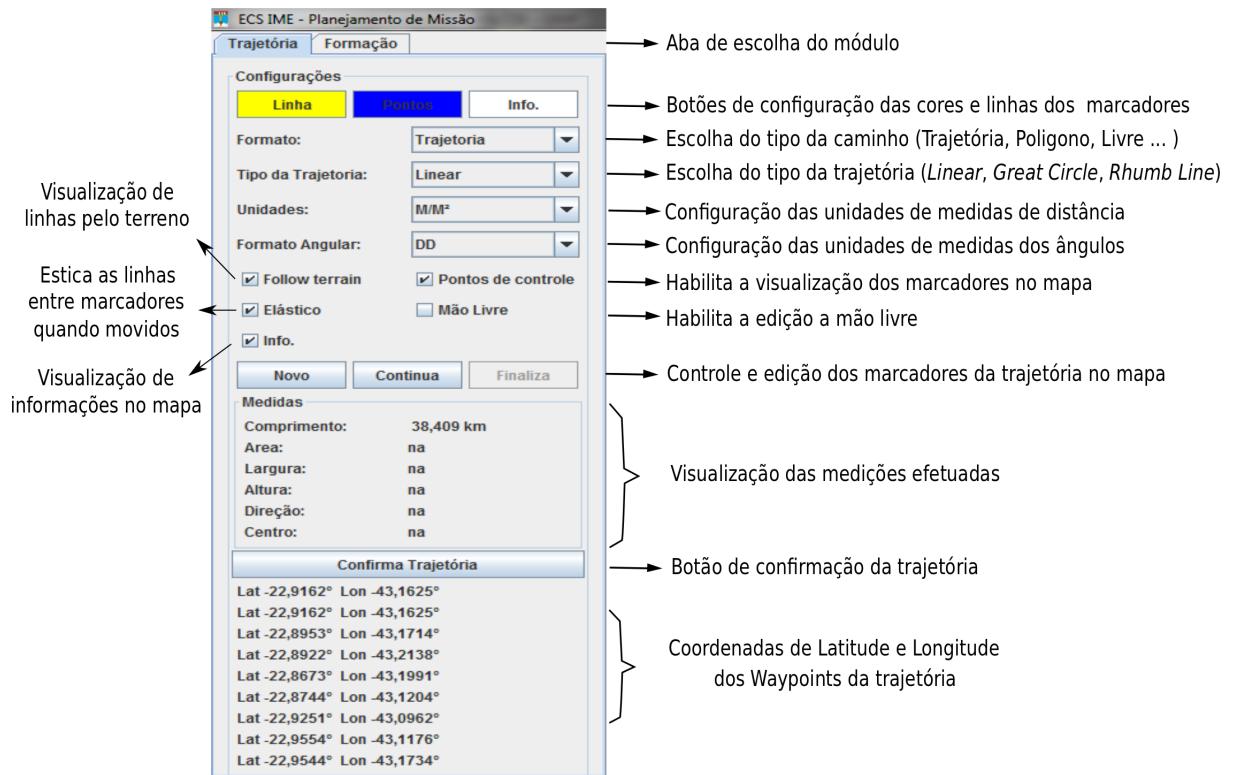


FIG. 4.8: Painel do módulo de edição e controle da trajetória

dois pontos considerando a curvatura da terra. O *Rhumb Line* define um cálculo de distância em que a direção não se altera a medida que corta os meridianos em direção a um polo. Como em nossa aplicação estão sendo consideradas distâncias muito pequenas, a diferença entre os métodos é desprezível.

- Formato Angular: Define se as coordenadas de latitude e longitude aparecem no formato DMS - Graus, Minutos, Segundos, (*Degrees, Minutes, Seconds*) ou DD - Graus Decimais, (*Decimal Degrees*). Em nossa aplicação todos os cálculos estão em DD, o formato DMS foi mantido somente para facilitar a visualização das coordenadas no mapa.

O mapa, como representado na figura 4.9, além de permitir a plotagem de marcadores para a definição da formação e do planejamento de trajetória, também trás algumas funcionalidades úteis: uma bússola, que possibilita a orientação pelo norte magnético, um mapa miniatura, para localização no globo, um gráfico para verificação das altitudes máximas de uma trajetória e uma barra de controles para altura 3D do relevo, inclinação do mapa, rotação e zoom.



FIG. 4.9: Funções disponibilizadas no mapa: Acima à direita, o miniglobo, acima à esquerda a bússola, no canto inferior esquerdo, na frente, o gráfico de atitudes do relevo e atrás a barra de controle.

4.1.2 FRAMEWORK DE SIMULAÇÃO

Para estruturação do ambiente de simulação foram utilizados três laptops, com o simulador XPlane® instalado. As máquinas estão conectadas sob uma rede TCP/IP, criando um ambiente de simulação compartilhada (*multiplayer*). A aplicação da ECS de voo múltiplo é executada em um dos laptops, definido como *servidor*, e controla o voo de instâncias das aeronaves rodando no XPlane® dos outros laptops.

O ambiente de simulação pode ser visualizado na figura 4.10. O retângulo representado na figura, ilustra a estrutura em camadas da ECS. A aplicação propriamente dita comprehende as camadas 1 e 2. A camada 3 corresponde a uma biblioteca, de código aberto X-Pi, desenvolvida por (CANTONI, 2010), a partir da qual foi possível realizar a decodificação dos datagramas UDP e interfacear a comunicação da ECS com o simulador de voo XPlane® de forma amigável. A camada 1, representada na figura 4.10 corresponde ao módulo de planejamento da missão, descrito na etapa 2 do fluxograma ilustrado na figura 4.2. A camada 2, representa o módulo de controle do voo múltiplo, conforme detalhado na etapa 3 do fluxograma da figura 4.6.

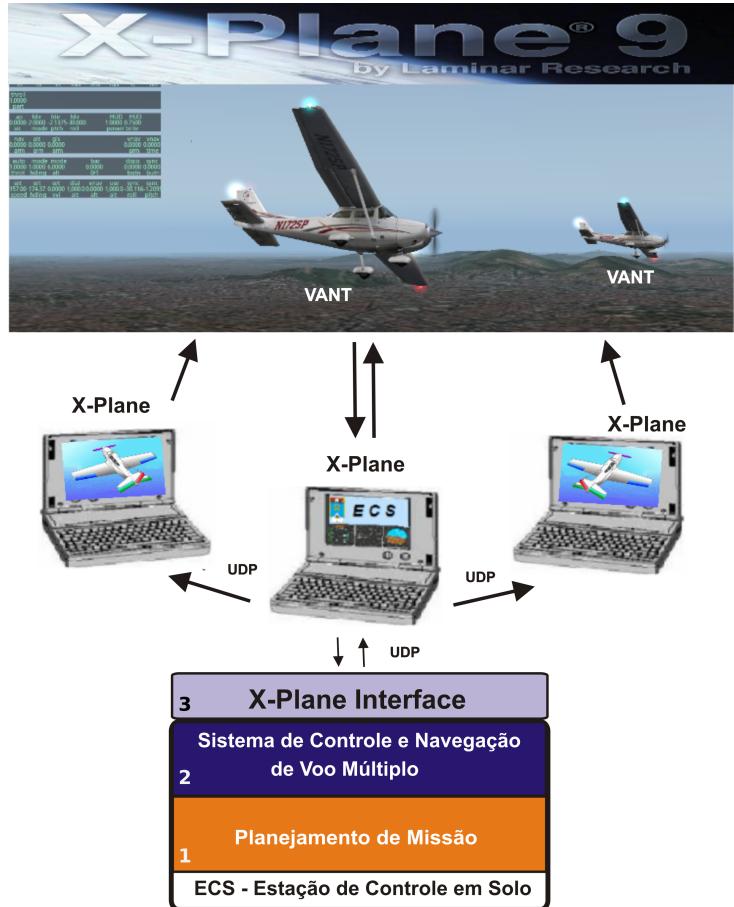


FIG. 4.10: Estrutura do Ambiente de Simulação

4.1.3 IMPLEMENTAÇÃO

Nesta seção são descritos os algoritmos, implementados no módulo de controle do voo múltiplo (camada 2 da ECS, ilustrada na figura 4.10), por representarem o núcleo do desenvolvimento da aplicação. As camadas 1 e 3 da figura 4.10, correspondem respectivamente às implementações baseadas nos recursos da API *Nasa World Wind* e da biblioteca *X-Plane Interface* utilizados para otimização da ECS. A API *Nasa World Wind* está descrita na seção 4.3.3 e a biblioteca *X-Plane Interface*, na seção 4.3.1 desta dissertação. O código original da biblioteca *X-Plane Interface* de (CANTONI, 2010), encontra-se disponível pelo *Google Code* no seguinte endereço: <http://code.google.com/p/x-pi/>.

O algoritmo 1 descreve o método de controle principal enquanto os algoritmos 2, 3 e 4 descrevem a implementação do campo potencial, responsável pela navegação e controle das múltiplas aeronaves. Tais algoritmos correspondem à implementação do fluxograma do módulo de controle do voo múltiplo (etapa 3), descrito na figura 4.6.

As entradas do algoritmo 1, correspondem às coordenadas da formação das aeronaves, e às coordenadas dos *waypoints*, definidas no módulo de planejamento da missão, respectivamente nas fases A1 e B1, etapa 2, ilustrada no fluxograma da figura 4.2. As quantidades dos vants e dos *waypoints* configurados nas linhas 1 e 2 do algoritmo são determinadas pela quantidade de marcadores definidos nos módulos de planejamento da formação e trajetória. O método da linha 3, configura a formação das aeronaves e calcula o centróide da formação pela equação 4.1, conforme descrito na fase A2 do fluxograma. A linha 4 chama o método que configura a lista de *waypoints* provenientes da fase B1 e a linha 5 corresponde às fases A3 e A4 do mesmo fluxograma, em que são calculados os *waypoints* individuais de cada VANT conforme as equações 4.5 e 4.6. A linha 6 calcula a distância até o *waypoint* final, conforme equações 3.2 à 3.6 e também ocorre nas fases A3 e A4 do fluxograma da figura 4.2.

O laço definido nas linhas 7 até 17 do algoritmo 1 descreve os métodos implementados para a etapa 3, ilustrada no fluxograma da figura 4.6. As linhas 9, 10 e 11 chamam os métodos referentes aos algoritmos 2, 3 e 4, que implementam respectivamente, os métodos do campo atrativo, repulsivo e total, conforme descrito nas fases C1, C2 e C3 do fluxograma da etapa 3. As linhas 12 e 13 implementam os cálculos para definição das velocidades e direções de navegação de cada aeronave¹, conforme descrito na fase C4. A linha 14 implementa a atualização da posição das aeronaves e as linhas 15 e 16 verificam o cumprimento da missão conforme descrito nas fases C5 e C6 do fluxograma.

A linha 8 do algoritmo 1 implementa o método de velocidade proporcional, cuja descrição será detalhada mais a frente na seção 5.1.2.1 do capítulo 5.

¹A velocidade e a direção de navegação do VANT, são calculadas respectivamente pelas equações 3.23 e 3.24, ambas descritas na seção 3.3.4 do capítulo 3.

Algoritmo 1: Algoritmo de Controle de Voo

Entrada: Coordenadas de formação inicial (*Formacao*[]), Coordenadas dos

waypoints (*WPcoord*[]),

Saída: posição dos vants (*VP*[])

```
1 vants  $\leftarrow$  quantidadedevants;
2 waypoints  $\leftarrow$  quantidadedewaypoints;
3 Forma(vants, Formacao[ ]);
4 setWaypoints(waypoints, WPcoord[ ]);
5 detWaypointsExp();
6 detDistWaypFinal();
7 repita
8   calculaVelProp();
9   CParativo();
10  CPRepulsivo();
11  CPTotal();
12  DeterminaVelocidades();
13  DeterminaHeading();
14  AtualizaPosicao();
15  VerificaDistancia();
16  Cumprida  $\leftarrow$  VerificaMissao();
17 até não Cumprida ;
```

O algoritmo 2 implementa o método do campo potencial atrativo, descrito na fase C1 da etapa 3, conforme fluxograma da figura 4.6. Os parâmetros de entrada *VP*[], correspondem às posições dos vants atualizadas a cada passo de tempo e os pontos objetivo *GP*[], correspondem à lista de *waypoints* individuais de atração, definidos pelas equações 4.5 e 4.6, conforme descrito no fluxograma. Nas linhas 1 e 2 são calculados, respectivamente, a distância e o ângulo θ , entre o VANT e o primeiro *waypoint* individual, conforme as equações 3.17 e 3.18, descritas do capítulo 3. As linhas 3, 4 e 5 correspondem aos parâmetros de força atrativa, raio do ponto de atração e área de influencia. Após isso, é calculado o gradiente atrativo (∇x_G e ∇y_G), conforme as regras definidas no método descrito na seção 3.3.2.

Algoritmo 2: Algoritmo Campo Potencial Atrativo - CPatrativo()

Entrada: Posição dos Vants VP[], Posição dos pontos objetivo GP[]

Saída: Vetor gradiente atrativo (Gradatrativo[])

```
1 distancia ←  $\sqrt{(GP.X - VP.X)^2 + (GP.Y - VP.Y)^2}$ ;
2  $\theta \leftarrow atan2((GP.X - VP.X), (GP.Y - VP.Y))$ ;
3  $\alpha \leftarrow$  Fator de força de atracão;
4  $r \leftarrow$  raio do ponto objetivo;
5  $s \leftarrow$  tamanho da área de influência;
6 se (distancia < r) então
7   Gradatrativo.X ← 0;
8   Gradatrativo.Y ← 0;
9 senão se (distancia  $\geq r$ )  $\&&$  (distancia  $\leq r + s$ ) então
10  Gradatrativo.X ←  $\alpha * (distancia - r) * \cos \theta$ ;
11  Gradatrativo.Y ←  $\alpha * (distancia - r) * \sin \theta$ ;
12 senão se (distancia  $\geq r + s$ ) então
13  Gradatrativo.X ←  $\alpha * s * \cos \theta$ ;
14  Gradatrativo.Y ←  $\alpha * s * \sin \theta$ ;
15 Retorna Gradatrativo
```

O algoritmo 3 implementa o método do campo potencial repulsivo, descrito na fase C2 da etapa 3, conforme fluxograma ilustrado na figura 4.6. O parâmetro de entrada VPatual[], corresponde às coordenadas da posição atualizada do VANT que está chamando o método e VP[], corresponde a posição dos outros vants da formação, e que correspondem aos pontos repulsivos em relação ao VANT atual (VPatual[]). Nas linhas 1 e 2 as coordenadas X e Y das posições dos vants (VP[]) são definidas como obstáculos OP[]. Como no algoritmo 2, também são calculados a distância e o ângulo θ , porém agora, entre o VANT atual e o restante dos vants da formação, o que pode ser observado nas linhas 3 e 4 do algoritmo. As linhas 5, 6 e 7, configuram os parâmetros repulsivos. Após isso, é calculado o gradiente repulsivo (∇x_O e ∇y_O), conforme as regras definidas no método descrito na seção 3.3.3.

Algoritmo 3: Algoritmo Campo Potencial Repulsivo - CPrepulsivo()

Entrada: Posição do Vant atual VPatual[], Posição dos Vants VP[], repulsivos ao atual

Saída: Vetor gradiente repulsivo (Gradrepulsivo[])

- 1 $OP.X \leftarrow VP.X;$
 - 2 $OP.Y \leftarrow VP.Y;$
 - 3 $distancia \leftarrow \sqrt{(OP.X - VPatual.X)^2 + (OP.Y - VPatual.Y)^2};$
 - 4 $\theta \leftarrow atan2(OP.X - VPatual.X, OP.Y - VPatual.Y);$
 - 5 $\beta \leftarrow$ Fator de força de repulsao;
 - 6 $R \leftarrow$ raio do ponto de repulsao;
 - 7 $S \leftarrow$ tamanho da área de influencia repulsiva;
 - 8 **se** ($distancia > R + S$) **então**
 - 9 $Gradrepulsivo.X \leftarrow 0;$
 - 10 $Gradrepulsivo.Y \leftarrow 0;$
 - 11 **senão se** ($R \leq distancia$) $\&\&$ ($distancia \leq R + S$) **então**
 - 12 $Gradrepulsivo.X \leftarrow -\beta * (S + R - distancia) * \cos \theta;$
 - 13 $Gradrepulsivo.Y \leftarrow -\beta * (S + R - distancia) * \sin \theta;$
 - 14 **senão se** ($distancia \geq r + S$) **então**
 - 15 $Gradrepulsivo.X \leftarrow -\beta * R * \cos \theta;$
 - 16 $Gradrepulsivo.Y \leftarrow -\beta * R * \sin \theta;$
 - 17 Retorna $Gradrepulsivo$
-

No algoritmo 4, os gradientes atrativos e repulsivos de cada VANT, calculados respectivamente, pelos métodos implementados nos algoritmos 2 e 3, são combinados para o cálculo do gradiente do campo potencial total. O Gradiente Total será retornado para ser utilizados pelos métodos de cálculo das velocidades e direções de navegação dos vants, conforme descrito no algoritmo 1.

Algoritmo 4: Algoritmo Campo Potencial Total - CPtotal()

Entrada: Gradatrativo[], Gradrepulsivo[]

Saída: GradienteTotal[]

- 1 **para** $i \leftarrow 0$ **até** $vants$ **faça**
 - 2 $\text{GradienteTotal}.X \leftarrow \text{Gradatrativo}[i].X + \text{Gradrepulsivo}[i].X;$
 - 3 $\text{GradienteTotal}.Y \leftarrow \text{Gradatrativo}[i].Y + \text{Gradrepulsivo}[i].Y;$
 - 4 **Retorna** GradienteTotal
-

4.2 ESTRUTURAÇÃO DA PLATAFORMA DE TESTES

A plataforma é composta por dois dirigíveis *indoors*, de estrutura não rígida. A figura 4.11 ilustra o dirigível realizando um teste de voo na seção de máquinas elétricas, das instalações do Instituto Militar de Engenharia, sob condições ISA a nível do mar. Na parte inferior da imagem, é possível perceber a gôndola, em que estão embarcados os hardwares responsáveis pelo controle da atitude do dirigível.



FIG. 4.11: O Dirigível em voo pairado.

O envelope de contenção do gás de sustentação (*mais leve que o ar*), é de um material

poliuretano de boa resistência e pouca porosidade. Apesar da pouca especificação dada pelo fabricante do envelope foi possível calcular o volume do dirigível baseando-se nas dimensões obtidas.

A partir disso foi calcular o volume pela seguinte fórmula(KHOURY, 1999):

$$V = \pi \cdot \int y^2 dx \quad (4.7)$$

O volume calculado foi de aproximadamente $3m^3$. As dimensões do dirigível são representadas na figura 4.12.



FIG. 4.12: Dimensões do dirigível

O sistema de controle é composto por uma gôndola com dois motores acoplados a uma barra transversal que rotaciona em ângulos de 90° em relação ao plano X (longitudinal) e Z (vertical), proporcionando pouso e decolagem vertical (VTOL) e o voo horizontal (frontal e distal), pela reversão da rotação das hélices. O hardware embarcado na gôndola, controla a rotação da barra transversal, a velocidade e a direção de rotação das hélices proporcionando o controle da atitude do dirigível. Também foi desenvolvido um módulo em solo que se comunica com o módulo embarcado através de uma rede sem fio no padrão X-Bee.

4.2.1 ATUADORES DA GÔNDOLA

A gôndola do dirigível é formada por um “conteiner” de plástico, que acomoda toda a eletrônica, um servo, duas baterias e dois motores acoplados à uma barra transversal que movimenta-se em ângulos de 90° em relação ao plano X (longitudinal) e Z (vertical), proporcionando o pouso e decolagem vertical (VTOL) e o voo horizontal, frontal e distal, pela reversão da rotação das hélices. A figura 4.13 apresenta uma visão frontal da gôndola, indicando a direção de rotação da barra transversal.

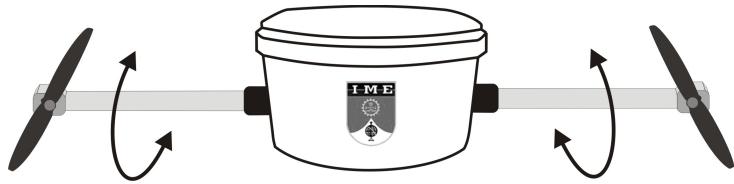


FIG. 4.13: Representação frontal da gôndola

4.2.2 HARDWARE E SOFTWARE

O hardware utilizado é dividido em dois módulos, como mostra a figura 4.14:

- módulo embarcado na gôndola
- módulo em solo

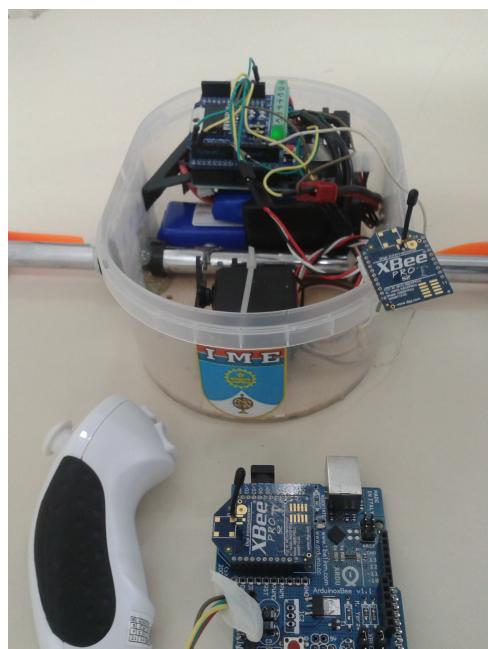


FIG. 4.14: Gôndola do Dirigível

O módulo embarcado (figura: 4.15) na gôndola é composto por uma placa controladora Arduino Uno, um shield de controle dos motores, um servo motor que controla a rotação da barra transversal e um rádio X-Bee para controle e telemetria.

O Arduino é uma placa microcontroladora baseada no Atmega328 com 16MHz. Apresenta um baixo consumo de energia. O shield de controle de motores é que um circuito ponte H, implementado pelo chip L298 da Texas Instruments. A função deste componente é a reversão do giro do motor das hélices para o voo vertical (decolagem e pouso) e

horizontal (frontal e distal). O servo motor é do padrão futaba e está conectado à barra transversal por um link, cuja movimentação posiciona a barra transversal e consequentemente os motores nos ângulos de 90 à 0 graus.

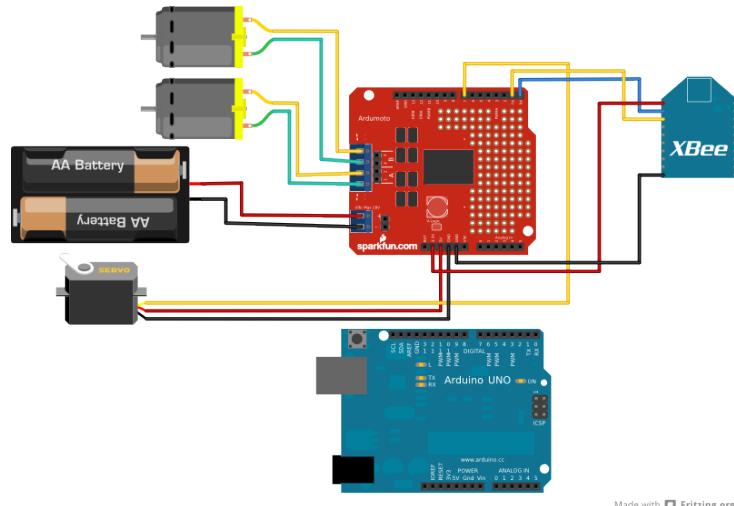


FIG. 4.15: Módulo Embarcado

O módulo em solo (figura:4.16), é composto também por um Arduino Uno conectado a um shield para conexão do XBee, que é responsável pelo controle e telemetria do dirigível. Ao conjunto Arduino - XBee do modulo em solo, conecta-se um controle Wii Nunchuck, que é o responsável pelo envio dos parâmetros de controle da aeronave.

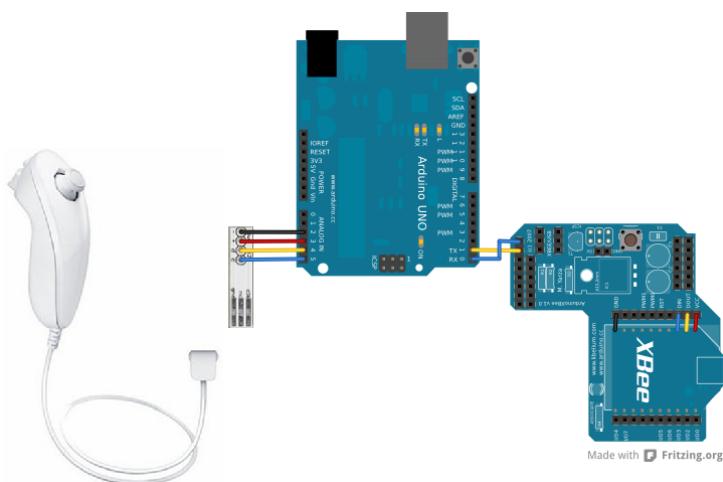


FIG. 4.16: Módulo em solo

O principal objetivo da prototipação deste controle foi o teste da dinâmica de voo, da estabilização, da sustentação aerostática da plataforma do dirigível e dos testes de telemetria.

tria utilizando o rádio XBee. Por esse motivo e por razões de simplicidade e desempenho optou-se pela implementação do sistema de controle em malha aberta.

O protótipo será substituído por um piloto automático, então o sistema em malha fechada será implementado.

A prototipação do módulo do piloto automático, embarcado na gôndola, utiliza a placa Ardupilot Mega, projetada por Chris Anderson e Jordi Muñoz (ANDERSON, 2011) da empresa DIY Drones.(figura 4.17). A placa baseia-se no microcontrolador Atmega1280 e utiliza para integração dos sensores proprioceptivos uma IMU (unidade de medida inercial), bem como um módulo de GPS, um magnetômetro e o sistema de telemetria que utiliza o padrão XBee. O piloto automático proporciona estabilização e navegação, permitindo o modo de voo, completamente autônomo, semi-autônomo, ou manual. No sistema semi-autônomo, ou *fly by wire*, a estabilização da aeronave é autonoma e o controle da atitude é feito manualmente por rádio(XBee), possibilitando um voo mais fácil e seguro.



FIG. 4.17: Ardupilot Mega (ANDERSON, 2011)

A placa é composta pelos seguintes componentes:

- Gyroscópio (3 eixos)
- Acelerômetro (3 eixos)
- Sensor de pressão barométrica de altitude
- Módulo GPS de 10Hz
- Magnetometro (3 eixos)
- Sensor de velocidade
- Sistema de Telemetria baseado no XBee.

4.3 RECURSOS UTILIZADOS

O desenvolvimento da ECS apresentada nessa dissertação utilizou alguns recursos de softwares, bibliotecas e API's que auxiliaram na implementação e viabilizaram a conclusão de uma solução completa de ECS.

1. Biblioteca X-Pi (*X-Plane Interface*) (CANTONI, 2010);
2. Piloto automático do XPlane®
3. API Nasa World Wind

4.3.1 BIBLIOTECA X-PI

A X-Plane Interface (X-Pi) é uma biblioteca, desenvolvida por Luiz Fernando Abras Cantoni como parte de seu trabalho de mestrado apresentado em 2010 pela Universidade Federal de Minas Gerais. A biblioteca foi desenvolvida em Java de forma modular o que facilitou a adaptação em nossa aplicação. O código original está disponibilizado no Google Code e pode ser acessada pelo seguinte endereço: <http://code.google.com/p/x-pi/>.

O principal objetivo da biblioteca é viabilizar a troca de dados com o XPlane®. Por meio da X-Pi, todas as 132 mensagens disponibilizados pelo menu *Data Input and Output* do simulador podem ser facilmente gerenciadas. O funcionamento da interface é baseado em uma thread que fica a todo tempo recebendo os dados (pacotes UDP) do simulador e disponibilizando-os para a aplicação. O envio de dados é independente dessa thread e acontece no mesmo momento em que é feita a chamada ao comando de envio da biblioteca. Entretanto, a biblioteca abstrai toda essa complexidade e disponibiliza para o desenvolvedor uma interface bem definida para o acesso ao simulador (CANTONI, 2010). Os pacotes UDP contendo os dados de voo obtidos do XPlane® são decodificados pela X-Pi, com o auxílio do arquivo *DATAGroupConfig.xml* que contêm os parâmetros das mensagens recebidas do simulador.

4.3.2 PILOTO AUTOMÁTICO DO XPLANE®

O controle de estabilização e navegação da aeronave utilizada neste trabalho foi realizada pelo piloto automático do XPlane®. A maioria dos modelos das aeronaves simuladas no XPlane® apresentam uma modelagem de piloto automático específico, conforme as restrições da dinâmica de voo do modelo.

A utilização do piloto automático do XPlane®, nos permitiu abstrair a modelagem matemática do controle da aeronave em parâmetros simples de mensagens enviadas para o simulador que se encarrega de efetuar o controle de voo da aeronave. Os parâmetros de configuração do piloto automático da aeronave no XPlane®, são enviados através da biblioteca X-Pi e se resumem na execução das seguintes ações:

1. Decolagem
2. Controle de Velocidade
3. Controle de Direção *Heading*

Os parâmetros de configuração do piloto automático para decolagem são descritos na tabela 4.1

| Parâmetro - X-Pi | Valor | Descrição |
|--------------------------|-----------|--|
| ”autopilot.speed” | $250.0f$ | velocidade da aeronave |
| ”autopilot.heading” | $20.0f$ | ângulo de direção |
| ”autopilot.dialAlt” | $5000.0f$ | definição da altitude |
| ”autopilot.useAlt” | $5000.0f$ | altitude que deve ser mantida |
| ”autopilot.autoThrottle” | $1.0f$ | aceleração automática 1 habilitado 0 não |
| ”autopilot.modeHeading” | $1.0f$ | ajuste automático da direção da aeronave |
| ”autopilot.fdirMode” | $2.0f$ | modo de controle do piloto automático |

TAB. 4.1: Tabela dos principais parâmetros do piloto automático de uma aeronave no XPlane®

Os parâmetros ”autopilot.speed” e ”heading” definem a velocidade de decolagem e a direção que corresponde à orientação da pista do aeroporto onde se encontra. O parâmetro ”dialAlt” e ”useAlt” são usados para estabelecer a altitude a ser alcançada, o ”autoThrottle” se encarrega de acelerar automaticamente a aeronave para a aquisição da velocidade de decolagem. O parâmetro ”modeHeading” define o ajuste automático da direção e o ”fdir” estabelece o modo de funcionamento do piloto automático. Quando configurado para 0, o piloto automático está em *OFF* ou desligado, quando está em 1, o controle é parcial e em 2 o piloto automático assume o controle total da aeronave.

Após alcançada a altitude estabelecida, os controles de navegação passam a alterar somente os parâmetros de ”autopilot.speed” e ”autopilot.heading” determinando a velocidade e direção (*heading*) ao longo da trajetória de voo.

4.3.3 API NASA WORLD WIND

A Nasa World Wind é uma API de código aberto para aplicações JAVA, desenvolvida pela Administração Nacional de Aeronáutica e Espaço (NASA), e que apresenta um conjunto de componentes para manipulação e exibição de informações geográficas 3D (HOGAN, 2011). As características principais são:

- padrão de código aberto sem limite de uso por dispositivos
- multiplataforma: Windows Linux e Mac OS
- visualização 3D: disponibiliza o acesso a uma vasta coleção de imagens de alta resolução do terreno de servidores da NASA
- interface padrão com base de dados e serviços de GIS (*Geographic Information System*)
- visualização de informações de nomes de lugares e fronteiras políticas
- ferramentas de manipulação e medições gráficas.
- Suporte a diferentes formatos:
 - imagem: JPG, PNG, GeoTIFF e outros;
 - GIS: KML, VPF, GML, GeoJSON, GeoRSS, GPX, NMEA e outros
 - sistemas de coordenadas (Lat/Lon, UTM, MGRS) e padrões de referência geodésica (WGS84, NAD27 e outros)

A vantagem da utilização da World Wind foi a disponibilização de uma série de ferramentas já desenvolvidas para manipulação e visualização dos dados geográficos necessários em nossa aplicação. Com essa API, foi possível desenvolver os módulos de planejamento de trajetória e de formação através da plotagem de *waypoints* diretamente no mapa.

5 EXPERIMENTOS E RESULTADOS

Neste capítulo, são descritos os experimentos realizados e resultados obtidos. Na seção 5.1, são apresentados os gráficos obtidos de diferentes simulações de voo múltiplo, controladas pelo sistema da ECS sem a conexão com o XPlane®. Na seção 5.2, é apresentado o resultado de um voo com múltiplas aeronaves controladas pela ECS no ambiente do simulador de voo XPlane®. Na seção 5.3, é descrita a realização de um teste de HIL (*Hardware In the Loop*) entre a ECS Happy Killmore (MATHER, 2010) e o piloto automático do sistema *Eagle Trees* (EAGLE TREE SYSTEMS, 2011) e na seção 5.4, são apresentados os testes realizados com o dirigível.

5.1 TESTES DE SIMULAÇÃO DE VOO EM FORMAÇÃO

Para os testes descritos nessa seção, utilizamos a ECS, simulando o voo de múltiplas aeronaves sem considerar o ambiente de voo do XPlane®. Tais testes serviram para validação dos algoritmos de campo potencial, implementados nos métodos de controle de voo múltiplo e para avaliarmos o comportamento do voo com diferentes formações e parâmetros do campo potencial.

5.1.1 EXPERIMENTO 1

Neste experimento, foram realizados testes de voo com três aeronaves em formações diferentes: *delta*, *linha* e *coluna*. Para a definição das coordenadas dos *waypoints* e da posição das aeronaves, foi utilizado uma representação em pontos no plano cartesiano com origem no ponto $(x, y) = (0, 0)$.

O módulo de controle de voo múltiplo, conforme descrito nas fases dos fluxogramas representados na seção 4.1, é baseado em uma metodologia inspirada em campos potenciais, . Os parâmetros α , r e s da tabela 5.1, geram um campo vetorial que atrai as três aeronaves simuladas para os *waypoints* individuais das formações, conforme descrito fase C1 do fluxograma do módulo de controle de voo. Ao mesmo tempo em que as aeronaves se movimentam em direção aos *waypoints* e ao longo dessa trajetória, as forças repulsivas, β , R e S , centradas em cada aeronave, se encarregam de afastá-lasumas das outras,

evitando colisões entre os vants, conforme descrito na fase C2 do fluxograma, proporcionando um voo seguro. Assim que as três aeronaves identificam os respectivos *waypoints*, são direcionadas para os próximos *waypoints* da lista de pontos objetivos, e assim por diante até que seja verificado o último *waypoint*, conforme descrito nas fases C3 até C6 - do fluxograma da etapa 3, ilustrado na figura 4.6.

| Campo Potencial | Parâmetro | Valor | Descrição |
|-----------------|-----------|-------|---|
| Atrativo | α | 1.5 | Fator de força atrativa |
| | r | 0.2 | Raio do ponto de atração |
| | s | 0.5 | Área de influência do ponto de atração |
| Repulsivo | β | 0.5 | Fator de força repulsiva |
| | R | 0.2 | Raio do ponto de repulsão |
| | S | 0.2 | Área de influência do ponto de repulsão |

TAB. 5.1: Tabela de parâmetros do campo potencial para o experimento 1: Os valores de α , r e s determinam o campo vetorial de atração dos vants para os pontos de coordenadas dos *waypoints*. Os valores repulsivos definem o afastamento entre as aeronaves durante o voo.

Os gráficos das figuras 5.1, 5.2 e 5.3 representam as trajetórias de voo dos três vants, em formação *delta*, *linha* e *coluna*, respectivamente.

O gráfico da figura 5.1, representa uma trajetória de voo simulada em formação *delta*. Nesta formação os pontos das coordenadas iniciais das aeronaves foram definidos como $(0,0)$ para o VANT 1, $(-1,-1)$ para o VANT 2 e $(1,-1)$ para o VANT 3, estabelecendo um formato de coordenadas triangular, (*delta*). Na figura 5.2, o gráfico representa uma trajetória de voo simulada em formação *linha*. Nesta formação, as aeronaves estão dispostas uma ao lado da outra, com pontos de coordenadas iniciais $(0,0)$ para o VANT 1, $(-1,0)$ para o VANT 2 e $(1,0)$ para o VANT 3, estabelecendo um formato em *linha*. O gráfico da figura 5.3 representa uma simulação de voo em formação *coluna*, em que as aeronaves voam uma na frente da outra como se estivessem em fila. As coordenadas iniciais desta formação são $(0,1)$ para o VANT 1, $(0,0)$ para o VANT 2 e $(0,-1)$ para o VANT 3.

Pelos gráficos é possível notar a rotação da formação nos *waypoints* e a manutenção da forma durante o trajeto do voo. Entretanto, o experimento demonstrou alguns comportamentos que são impossíveis se considerarmos a dinâmica de voo de uma aeronave de asa fixa. O primeiro problema detectado, foi quando um VANT ultrapassa o *waypoint* de destino, retorna (“voa para trás”) para identificá-lo. Outro problema, foi quando um

VANT chega primeiro no *waypoint* de destino e permanece “parado” esperando que as outras aeronaves cheguem nos *waypoints* para então prosseguir com o voo. Tais comportamentos estão indicados pelos círculos ilustrados nos gráficos 5.1, 5.2 e 5.3. No gráfico referente ao voo em formação *coluna* (figura: 5.3), os comportamentos indesejáveis, apesar de não estarem muito aparentes, ocorrem no início do voo quando o VANT 3 chega primeiro ao *waypoint* e no final quando os vants 1 e 2 atingem seus respectivos *waypoints* primeiro que o vant3. A elipse representada no gráfico da figura 5.2 indica um desvio causado pelo campo repulsivo entre os vants 1 e 3, o que corresponde a um comportamento normal previsto no método.

A solução para o primeiro problema foi o ajuste do fator de força de atração α e o parâmetro s , diminuindo o tamanho do vetor de atração. Testes demonstraram que os valores que retornaram melhores resultados de simulação foram $\alpha = 1.0$ e $s = 0.5$. A solução para o segundo problema, que também soluciona o primeiro, foi a implementação do método de velocidade proporcional, que ajusta a velocidade dos vants de acordo com a distância para os *waypoints* e a distância entre as aeronaves. Neste método, é definida uma distância limite entre as aeronaves. Quando as aeronaves estão dentro da distância limite, voam com uma velocidade média, quando estão fora do intervalo, as aeronaves que estão mais longe do *waypoint* destino aceleram e as mais próximas diminuem. O método de velocidade proporcional é descrito mais detalhadamente no experimento da seção 5.1.2.

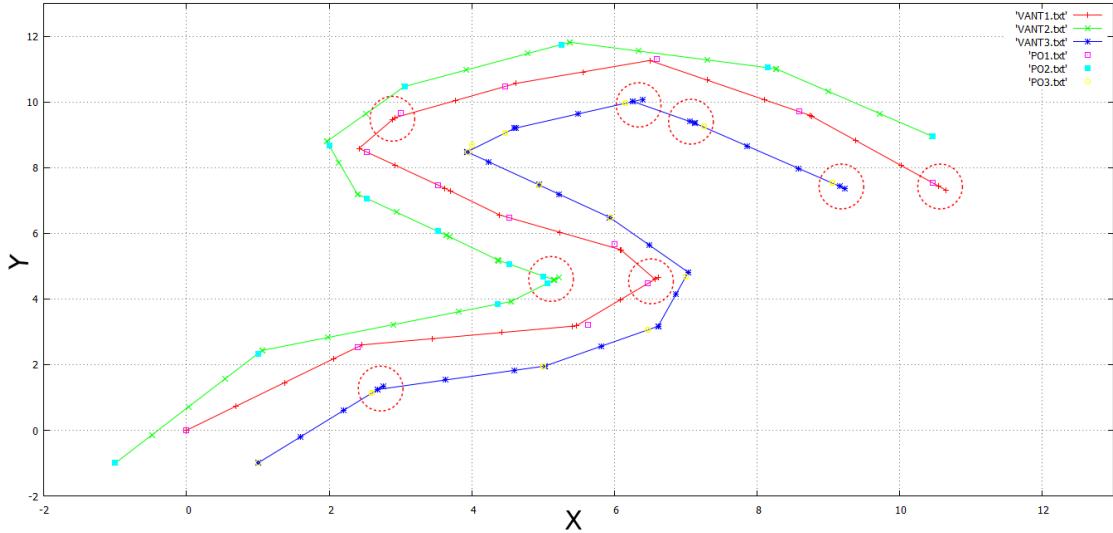


FIG. 5.1: Simulação de voo em formação *delta*: Os vants 1, 2 e 3 estão representados pelas trajetória em vermelho, verde e azul respectivamente e são atraídos para os *waypoints* PO1, PO2 e PO3 representados pelo quadrados rosa, verde e amarelo, nesta ordem. Os círculos indicam os comportamentos indesejáveis das aeronaves.

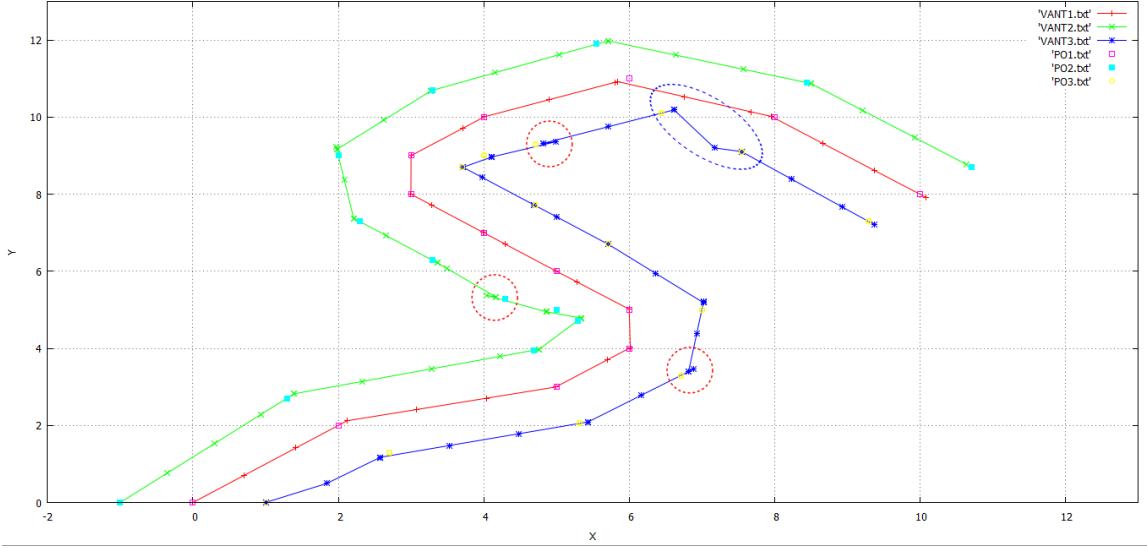


FIG. 5.2: Simulação de voo em formação *linha*: Os vants 1, 2 e 3 estão representados pelas trajetória em vermelho, verde e azul respectivamente e são atraídos para os *waypoints* PO1, PO2 e PO3 representados pelo quadrados rosa, verde e amarelo, nesta ordem. Os círculos indicam os comportamentos indesejáveis das aeronaves e a elipse maior representa uma repulsão ocorrida entre os vants 1 e 3. A repulsão é um comportamento previsto na implementação e demonstra o funcionamento correto do método

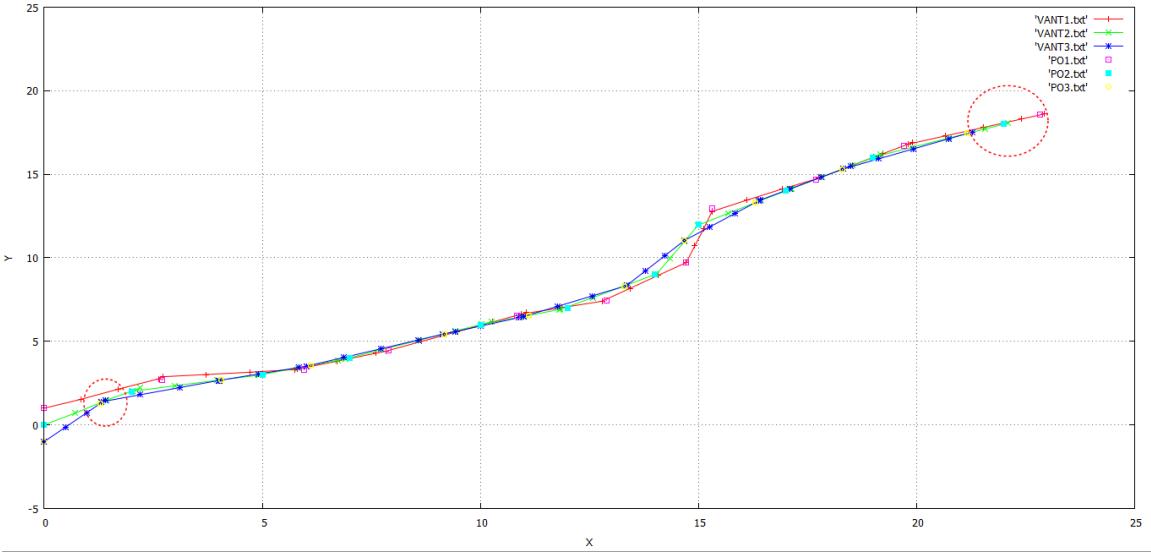


FIG. 5.3: Simulação de voo em formação *coluna*: Os vants 1, 2 e 3 estão representados pelas trajetória em vermelho, verde e azul respectivamente e são atraídos para os *waypoints* PO1, PO2 e PO3 representados pelo quadrados rosa, verde e amarelo, nesta ordem.

5.1.2 EXPERIMENTO 2

Nesta seção descrevemos o método de velocidade proporcional, proposto como solução para os problemas de dinâmica de voo abordados no experimento 1 descrito na seção 5.1.1, e apresentamos os resultados dos testes realizados para a validação do método.

5.1.2.1 DESCRIÇÃO DO MÉTODO DE VELOCIDADE PROPORCIONAL

O método apresenta uma solução para os problemas de “paradas” no ar e movimentos incorretos das aeronaves, que consistiu nas seguintes alterações no método de campo potencial utilizado no experimento anterior:

- a) primeiramente, cada VANT passa a consumir uma lista de *waypoints* individualmente, assim que cada VANT detecta seu *waypoint*, passa para o próximo sem a necessidade de aguardar os outros vants.
- b) o parâmetro s do campo atrativo, passa a ser alterado dinamicamente durante a execução da simulação, recebendo valores de três outros parâmetros, $Smax$, $Smed$ ou $Smin$, que controlam a velocidade máxima, média e mínima de cada VANT.
- c) desenvolvimento do método para controle das velocidades com base na distância relativa entre as aeronaves e na distância de cada VANT até o último *waypoint* da trajetória. Este método consiste nos seguintes passos:
 1. Cálculo da distância de cada VANT até o *Waypoint*;
 2. Verificação da distância relativa entre as aeronaves da formação. Se a distância for menor que o limite definido, é atribuído $s = Smax$ para o VANT mais afastado do *Waypoint*, aumentando sua velocidade e $s = Smin$ para os vants mais próximos do *Waypoint*, diminuindo suas velocidades. Quando os vants estão dentro da distância limite é atribuído $s = Smed$, o que mantém os vants em velocidade cruzeiro.

5.1.2.2 DESCRIÇÃO DO EXPERIMENTO

O experimento consistiu em uma simulação de voo considerando as formações em *linha*, *delta* e *quadrado*, com os parâmetros do campo potencial configurados conforme os valores descritos na tabela 5.2.

| Campo Potencial | Parâmetro | Valor | Descrição |
|-----------------|---------------------------------------|-------|---|
| Atrativo | α | 1.5 | Fator de força atrativa |
| | r | 0.2 | Raio do ponto de atração |
| | S_{max} | 1.0 | Velocidade máxima de atração |
| | S_{min} | 0.5 | Velocidade mínima de atração |
| | $S_{med} = \frac{S_{max}+S_{min}}{2}$ | 0.75 | Velocidade média calculada |
| Repulsivo | β | 0.2 | Fator de força repulsiva |
| | R | 0.2 | Raio do ponto de repulsão |
| | S | 0.2 | Área de influência do ponto de repulsão |

TAB. 5.2: Tabela de parâmetros do campo potencial para o experimento 2: Os parâmetros S_{max} e S_{min} definem as velocidades máximas e mínimas dos VANT e S_{med} a velocidade média calculada

Foram realizadas simulações com o método de velocidade proporcional e sem o método. Nos gráficos representados nas figuras 5.4 e 5.5, estão sendo exibidos os resultados da simulação de voo em formação *delta*. O gráfico da figura 5.5a, apresenta o resultado sem a utilização do método de velocidade proporcional e o gráfico da figura 5.5b, demonstra o resultado com a utilização do método de controle da velocidade. Observa-se que no gráfico da simulação sem a velocidade proporcional a formação vai se desfazendo ao longo da trajetória, enquanto que com a velocidade proporcional a forma se perde nos pontos críticos, porém é retomada logo em seguida, conforme demonstrado na figura 5.5b.

Nos gráficos representados nas figuras 5.6 e 5.7 estão sendo exibidos os resultados da simulação de voo em formação *linha*. O gráfico da figura 5.7a, apresenta o resultado sem a utilização do método de velocidade proporcional e o gráfico da figura 5.7b, demonstra o resultado com a utilização do método. Observa-se que da mesma maneira que na simulação de voo em formação *delta* a formação se mantém melhor com a utilização do método de velocidade proporcional.

Nos gráficos representados nas figuras 5.8 e 5.9 estão sendo exibidos os resultados da simulação de voo em formação *quadrado*. O gráfico da figura 5.9a, apresenta o resultado sem a utilização do método de velocidade proporcional e o gráfico da figura 5.9b, demonstra o resultado com a utilização do método de controle da velocidade. Da mesma forma que nas simulações anteriores, a utilização do método de velocidade proporcional apresenta neste, melhores resultados de voo em formação.

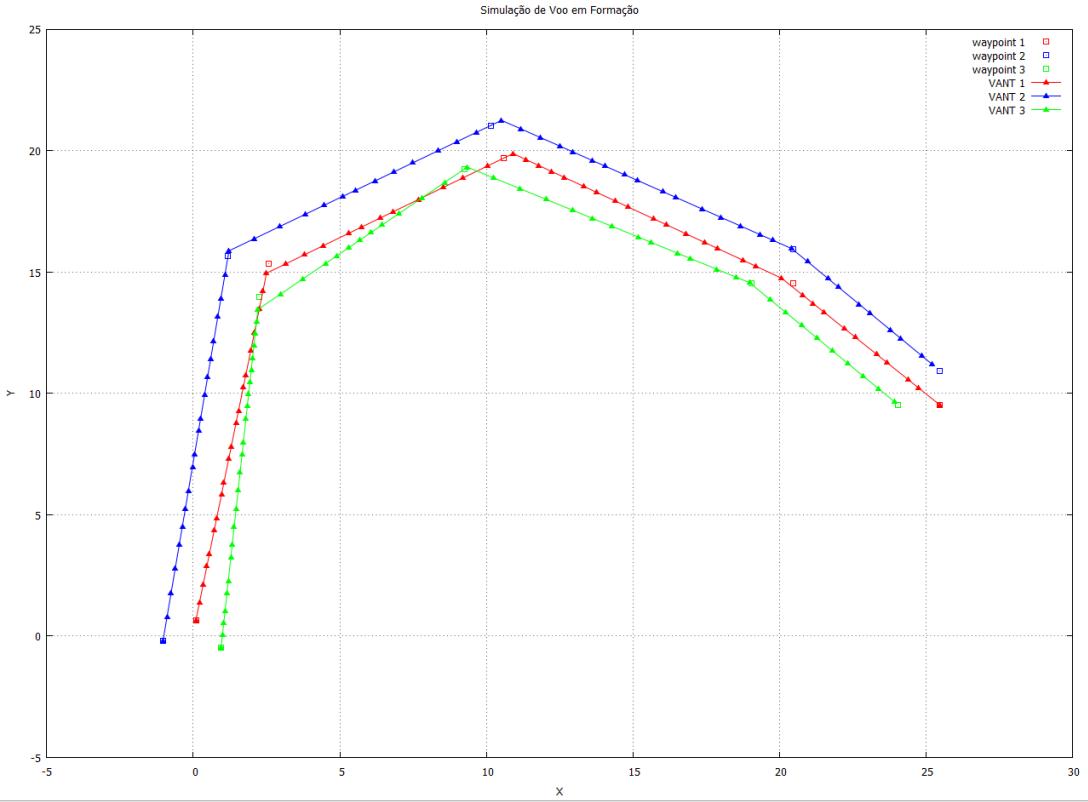
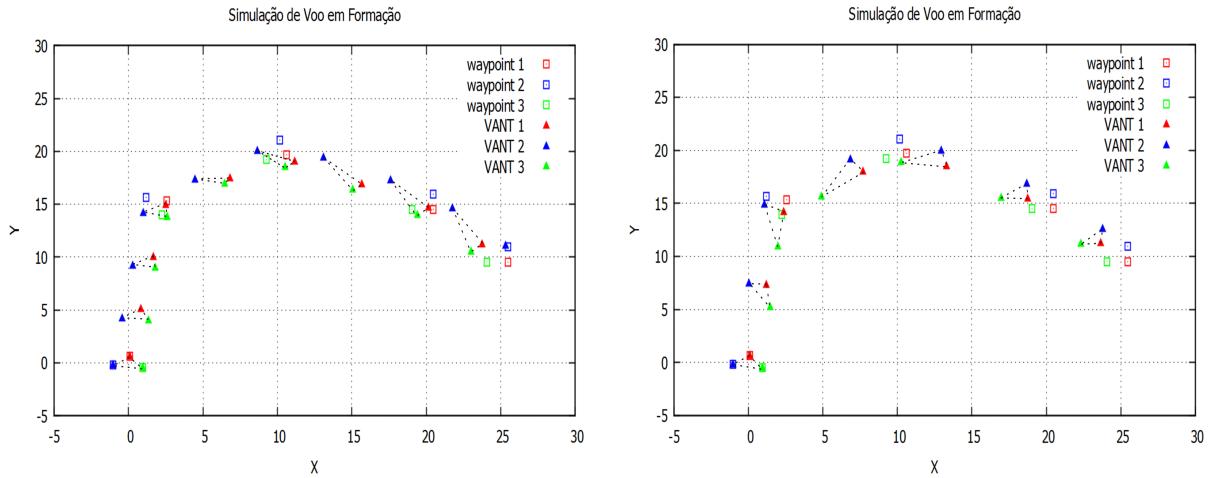


FIG. 5.4: Simulação de voo em formação *delta*: Conforme a legenda descrita no canto superior direito do gráfico, os vants 1, 2 e 3 estão representados pela trajetória em vermelho, azul e verde, respectivamente. Os waypoints 1, 2 e 3 dos vants estão representados pelos quadrados em vermelho azul e verde, nesta ordem



(a) Sem velocidade proporcional: A formação vai se desfazendo ao longo da trajetória de voo.

(b) Com velocidade proporcional: A formação é retomada após a curva representada no gráfico.

FIG. 5.5: Simulação de voo em formação *delta*.

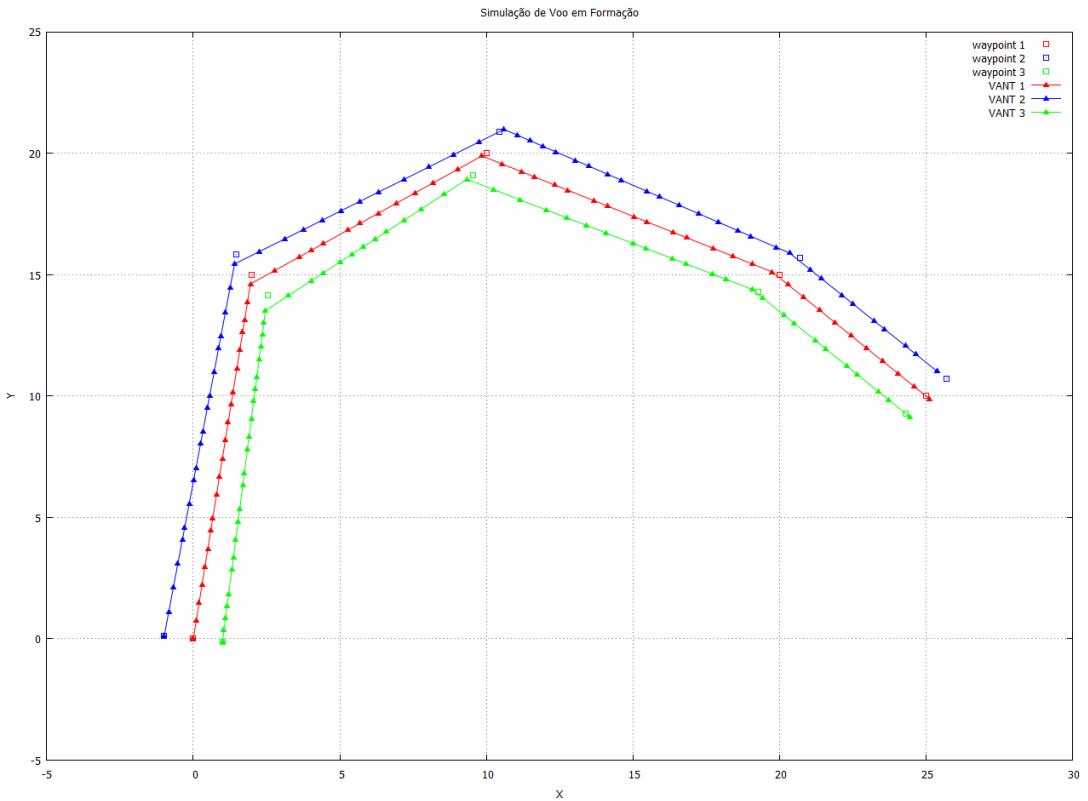


FIG. 5.6: Simulação de voo em formação *linha*: Conforme a legenda descrita no canto superior direito do gráfico, os vants 1, 2 e 3 estão representados pela trajetória em vermelho, azul e verde, respectivamente. Os waypoints 1, 2 e 3 dos vants estão representados pelos quadrados em vermelho azul e verde, nesta ordem.

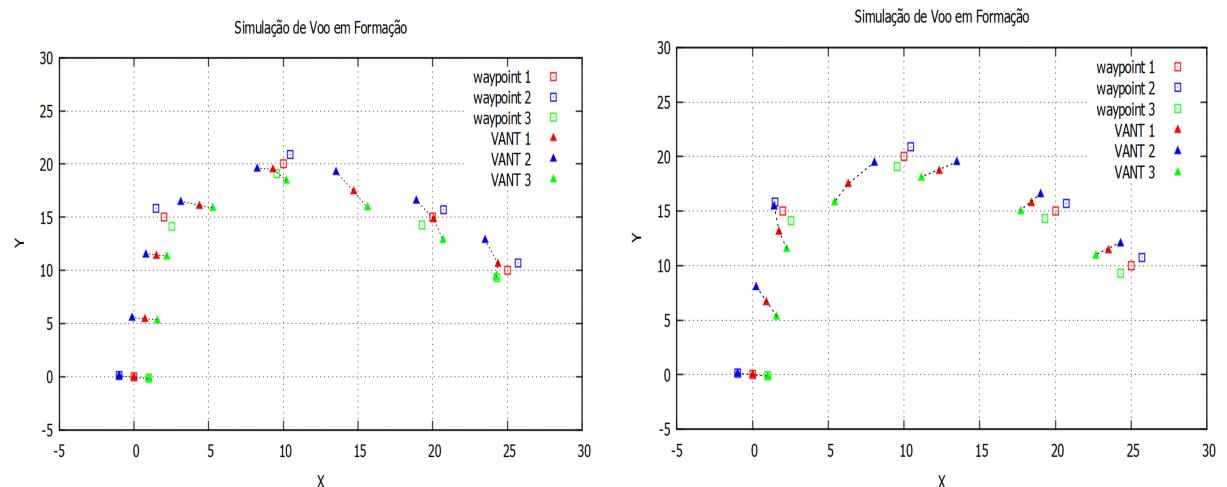


FIG. 5.7: Simulação de voo em formação *linha*.

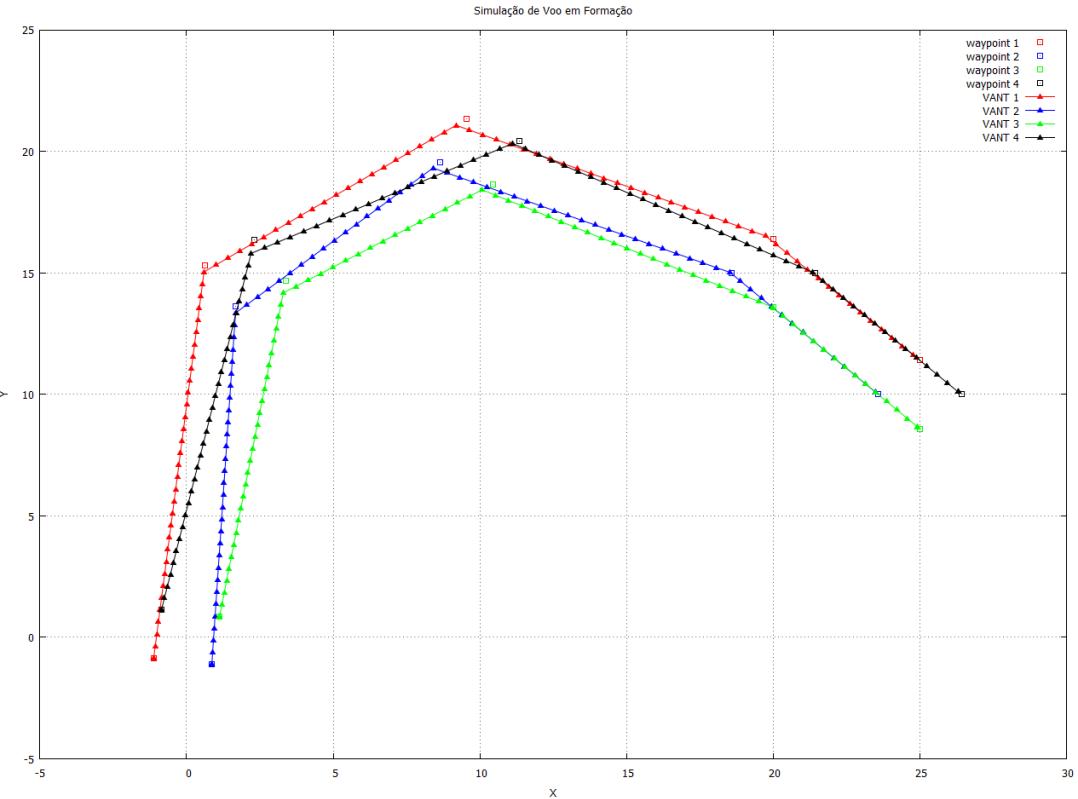


FIG. 5.8: Simulação de voo em formação *quadrado*: Conforme a legenda descrita no canto superior direito do gráfico, os vants 1, 2 e 3 estão representados pela trajetória em vermelho, azul e verde, respectivamente. Os waypoints 1, 2 e 3 dos vants estão representados pelos quadrados em vermelho azul e verde, nesta ordem.

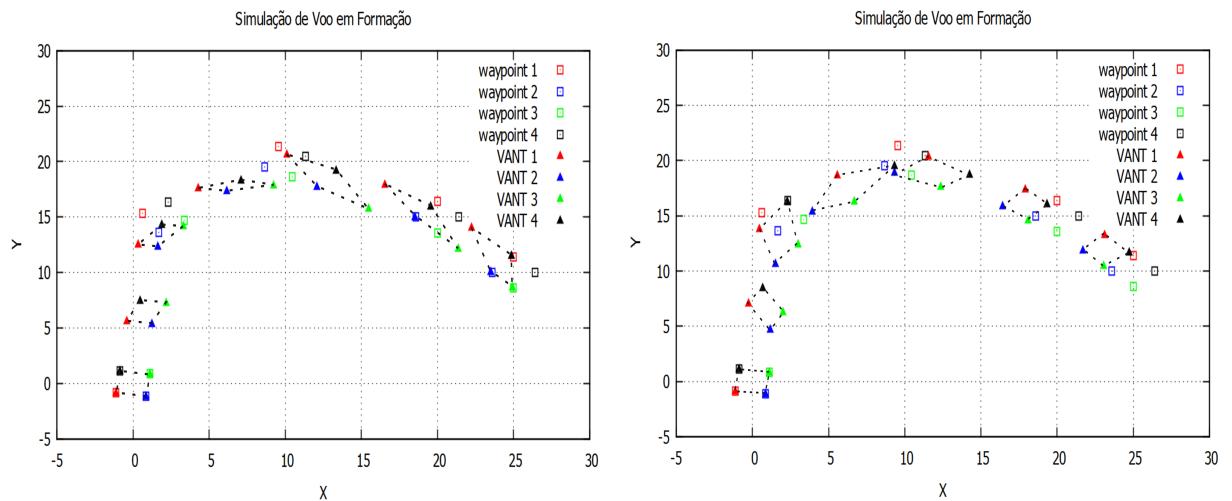


FIG. 5.9: Simulação de voo em formação *quadrado*.

5.2 EXPERIMENTO 3: TESTE DE SIMULAÇÃO DE VOO EM FORMAÇÃO UTILIZANDO O XPLANE®

Nesta seção é apresentado um experimento que demonstra todas as fases de utilização da ECS desenvolvida:

1. Planejamento da missão pelos módulos gráficos:
 - planejamento da trajetória, conforme representado na figura 5.10. Nesta fase também foi realizada a verificação das altitudes máximas das elevações para definição da altitude de voo segura. Conforme observado no gráfico de elevações da figura 5.11, pode ser verificado que a altura máxima da trajetória corresponde a 170 m.
 - planejamento da trajetória e formação. Nesta simulação foram utilizadas somente duas aeronaves e a formação definida foi em *linha diagonal*. Nesta formação uma aeronave se posiciona a frente e a outra atrás e a esquerda a uma distância de aproximadamente 20 metros.
2. Plotagem do voo em gráfico, para uma análise prévia do padrão de voo e verificação da convergência dos parâmetros do campo potencial, definidos para o controle do voo múltiplo. As coordenadas do gráfico representado pela figura 5.12 estão referenciadas em latitude e longitude de acordo com o sistema de referência geodésica WGS84. Esse padrão foi utilizado por ser o mesmo adotado pela API World Wind e pelo simulador de voo XPlane®.
3. Voo em formação no ambiente simulado do XPlane®, conforme ilustrado na figura 5.13 e conforme resultado apresentado no mapa da figura 5.14. Após o planejamento da missão, verificação da altitude de segurança e análise do gráfico, o módulo de controle de voo múltiplo passa a controlar as aeronaves com base nos parâmetros definidos na tabela 5.3 e nos parâmetros de piloto automático enviados através da biblioteca X-Pi (tabela 5.4). As aeronaves utilizadas neste teste de voo são do modelo Cessna Skyhawk modelado no ambiente do simulador XPlane®. Os parâmetros do campo potencial, principalmente r e as velocidades S_{max} e S_{min} , e do piloto automático foram definidos com base nas especificações reais do modelo Cessna Skyhawk descritos no capítulo 3. Os parâmetros definidos na tabela 5.3 configuram o controle de velocidade do piloto automático para "autopilot.speed" =

$300.0f$ como velocidade máxima, e ”autopilot.speed” = $90.0f$ como mínima. O valor de $300.0f$ refere-se a velocidade máxima que o Cessna pode atingir e $90.0f$ ao limite mínimo em que a aeronave continua voando sem perder altitude. Os parâmetros ”autopilot.dialAlt” e ”autopilot.useAlt” = $2000.0f$ estabelecem a altitude de voo de 2000 pés. Em nosso trabalho todos os experimentos consideraram uma altitude constante, simplificando os métodos implementados para uma abordagem 2D.

| Campo Potencial | Parâmetro | Valor | Descrição |
|-----------------|-----------|-------|---|
| Atrativo | α | 1.0 | Fator de força atrativa |
| | r | 0.5 | Raio do ponto de atração |
| | S_{max} | 1.0 | Velocidade máxima de atração |
| | S_{min} | 0.5 | Velocidade mínima de atração |
| Repulsivo | β | 0.2 | Fator de força repulsiva |
| | R | 0.2 | Raio do ponto de repulsão |
| | S | 0.2 | Área de influência do ponto de repulsão |

TAB. 5.3: Tabela de parâmetros do campo potencial para o experimento 3: Os valores S_{max} e S_{min} definem as velocidades máximas e mínimas de acordo com o modelo da aeronave simulada. Os valores repulsivos R e S são definidos pelas dimensões do Cessna. 20 m de raio e 20 m de área de influência

| Parâmetro de Piloto Automático | Valor | Descrição |
|--------------------------------|-----------|-------------------------------|
| ”autopilot.speed” | $250.0f$ | velocidade da aeronave |
| ”autopilot.heading” | $20.0f$ | ângulo de direção |
| ”autopilot.dialAlt” | $2000.0f$ | definição da altitude |
| ”autopilot.useAlt” | $2000.0f$ | altitude que deve ser mantida |

TAB. 5.4: Tabela de parâmetros do piloto automático para o experimento 3: Os valores levaram em conta as especificações da aeronave Cessna SkyHawk

As figuras 5.10, 5.11, 5.12, 5.13 e 5.14 representam todas as fases de execução da ECS, desde o planejamento da missão até o controle da navegação das duas aeronaves pela trajetória planejada. O sistema de coordenadas está baseado em latitude e longitude pelo padrão WGS84 e utiliza o formato angular de graus decimais DD (Decimal Degrees). No gráfico da figura 5.12 as coordenadas de longitude estão dispostas no eixo X e as coordenadas de latitude no eixo Y.

Nota-se que a trajetória planejada, nas figuras 5.10, 5.11, é muito similar a do gráfico da figura 5.17 e do mapa exibido após o voo simulado no XPlane® (figura 5.14), o que demonstra o funcionamento completo da ECS.



FIG. 5.10: Planejamento de Missão: Definição da trajetória de voo para o XPlane®



FIG. 5.11: Planejamento de Missão: Verificação das altitudes máximas das elevações ao longo da trajetória do voo

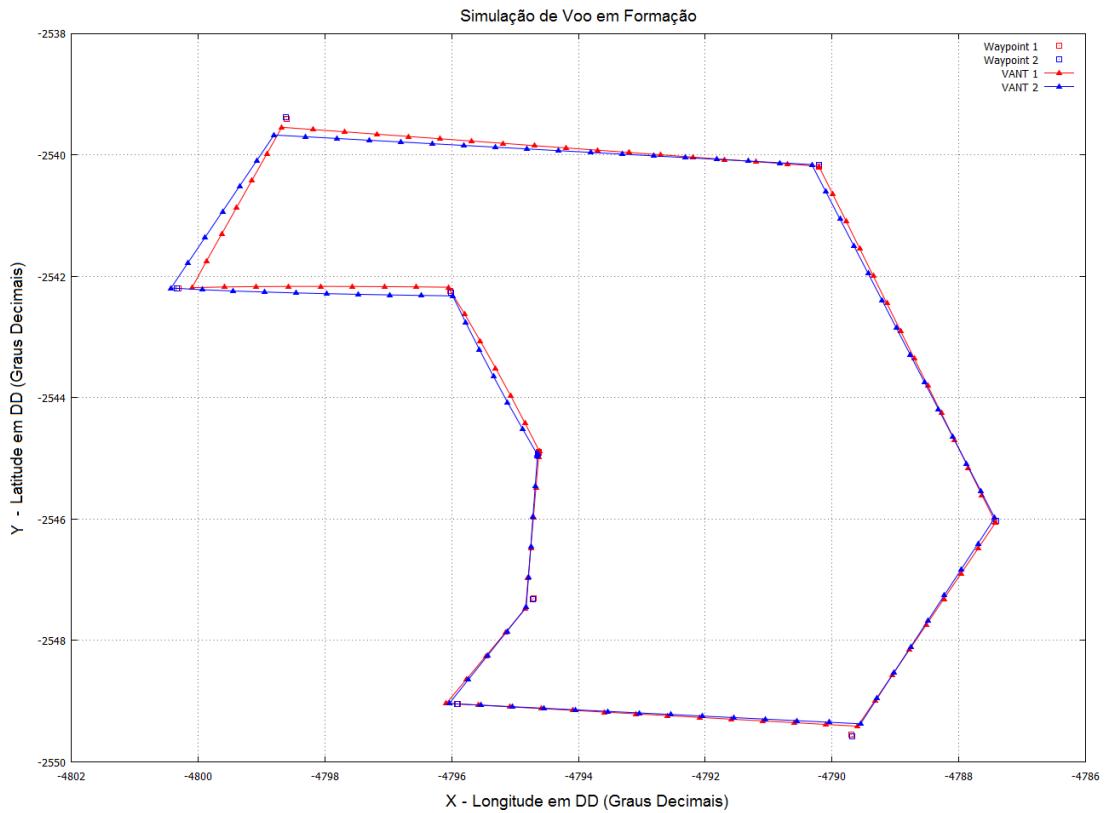


FIG. 5.12: Gráfico gerado antes da simulação: VANT 1 em vermelho e VANT 2 em azul

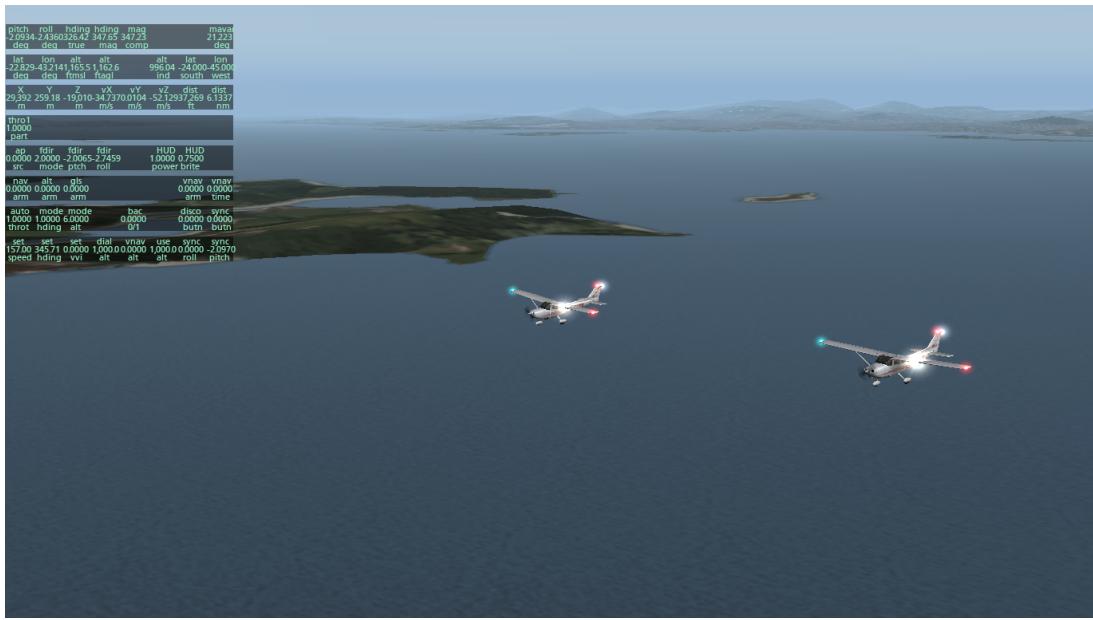


FIG. 5.13: Aeronaves Cessna 172 Skyhawk voando em formação no ambiente simulado do XPlane[®]

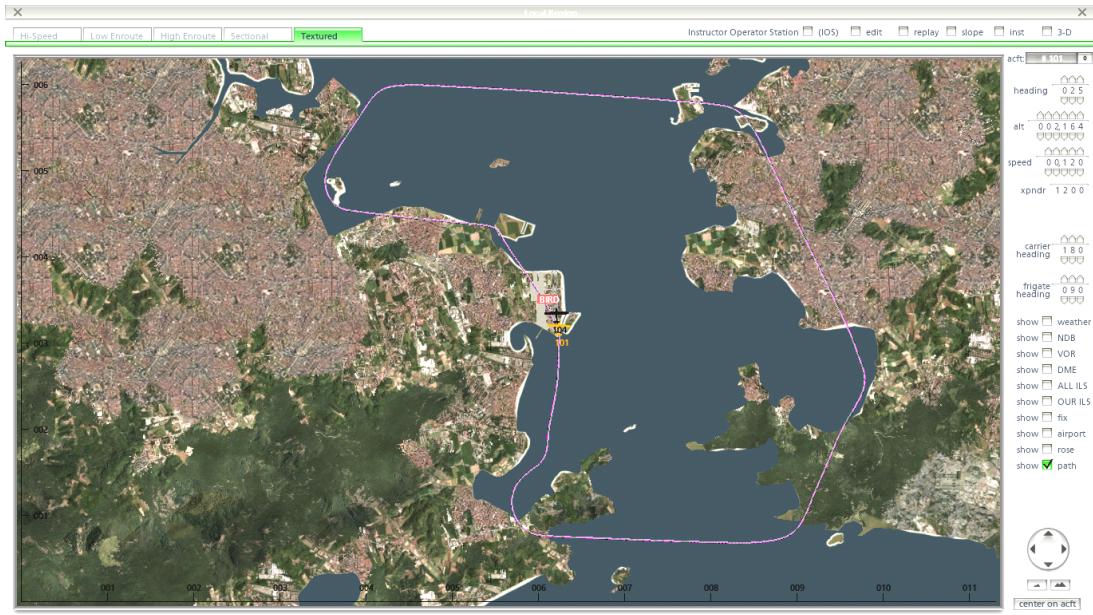


FIG. 5.14: Mapa resultante da simulação de voo no XPlane®: VANT 1 em laranja e VANT 2 em preto. São identificados pelos números 102 e 104 respectivamente, que correspondem ao último octeto do IP das aeronaves.

5.3 EXPERIMENTO 4: TESTE DE HIL (*HARDWARE IN THE LOOP*)

Foram realizados testes de integração entre a estação em solo *HappyKilmore* (MATHER, 2010) e a solução proprietária da empresa Eagle Tree Systems (EAGLE TREE SYSTEMS, 2011).

O Eagle Tree é uma solução proprietária e modular de um sistema de piloto automático e telemetria de vídeo, que apresenta um hardware robusto e estável. O sistema está sendo utilizado como a aviônica do VANT-Lanu do Instituto Militar de Engenharia, porém a ECS fornecida pelo fabricante não atende completamente às necessidades do projeto VANT-Lanu. Foi necessário então, utilizar uma estação em solo que atendesse aos requisitos do projeto e adapta-la à solução da Eagle Tree. Apesar de proprietário, o sistema EagleTree gera um arquivo de log em tempo real, contendo as leituras dos principais sensores que permitem o controle da aeronave. A partir deste arquivo foi desenvolvido pelo integrante do Laboratório de Robótica e Inteligencia Computacional do IME, Vinicius Prado, um *script* que converte os dados gerados pelo Eagle Tree, no padrão do protocolo Ardupilot HappyKilmore. A figura 5.15 ilustra as telas do script, realizando a leitura do arquivo e convertendo para o padrão da ECS emphHappyKilmore. Foi observado que o tempo gasto para a leitura do arquivo gerado pelo dispositivo e para a conversão é bem

pequeno, porém mais testes devem ser realizados considerando distâncias maiores, para confirmarmos a correta aferição das leituras.

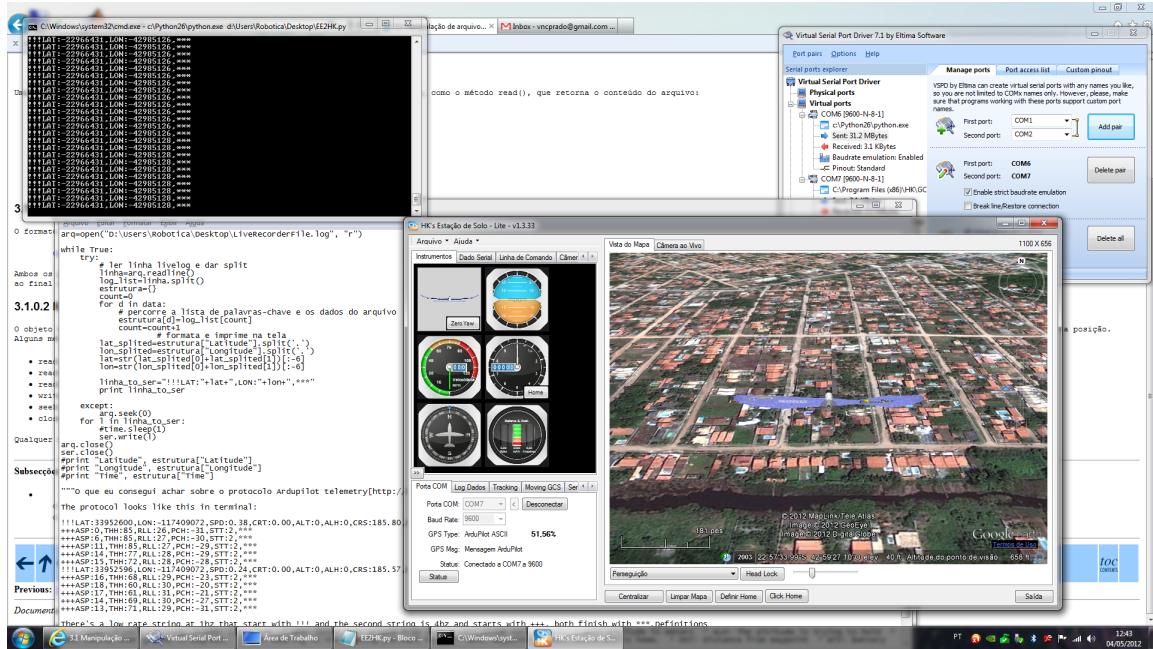


FIG. 5.15: Integração ECS HappyKilmore com o sistema Eagle Tree

Este teste foi importante, pois demonstrou a facilidade de comunicação de dispositivos reais (*piloto automático EagleTree*) com ambientes simulados e vice-versa. A partir deste experimento foi possível constatar que a ESC desenvolvida neste trabalho apresenta o mesmo potencial de conexão com dispositivos reais, expandindo a sua utilização para o controle de aeronaves reais.

5.4 EXPERIMENTO 5: TESTE COM A PLATAFORMA DO DIRIGÍVEL

Os experimentos foram realizados no Laboratório de Robótica do Instituto Militar de Engenharia sob condições ISA a nível do mar em ambiente *indoor*. Os primeiros testes foram a obtenção do ponto de flutuabilidade neutra e do centro de gravidade do dirigível (figura: 5.16).

5.4.1 TESTE DE FLUTUABILIDADE ESTÁTICA

Para obtenção do ponto de flutuabilidade estática inserimos aproximadamente $3m^3$, de hélio. Foi observado que o dirigível não flutuou imediatamente. Conforme observado em (KHOORY, 1999), verificamos pela figura 5.5 que a capacidade de sustentação do hélio diminui, devido a pressão de altitude. Considerando que o Laboratório está localizado a $3m$ do nível do mar tivemos que aumentar o volume de hélio para aproximadamente $4m^3$, aproximando-se do limite de pressão suportado pelo envelope. Neste ponto o dirigível flutou a uma altitude de aproximadamente $1m$ do piso do laboratório e se manteve em sustentação estática, $Bn = 0$.

O resultado deste experimento demonstrou que a carga paga do sistema está muito alta e deve ser reduzida para que possamos atingir altitudes maiores sem comprometer a estrutura do envelope.

O CG (centro de gravidade) foi obtido posicionando a gôndola de forma que a aeronave se mantivesse estaticamente alinhada com o eixo longitudinal X. Foi observado que, quando em movimento no eixo longitudinal, o dirigível assumiu uma leve variação, o que foi corrigido pela rotação da barra transversal.

| TEMPERATURA | ISA -20°C | ISA -10°C | ISA | ISA +10°C | ISA +20°C |
|----------------------|---|-----------|-------|-----------|-----------|
| ALTITUDE (metros) | CAPACIDADE DE ELEVAÇÃO DO GÁS (kg por 1,000 m ³) | | | | |
| 0 | 1,107 | 1,067 | 1,030 | 995 | 963 |
| 0,3048 | 1,075 | 1,036 | 1,000 | 966 | 935 |
| 0,6096 | 1,044 | 1,006 | 971 | 938 | 907 |
| 0,9144 | 1,014 | 977 | 942 | 910 | 880 |
| 1,2192 | 985 | 948 | 915 | 883 | 854 |
| 1,524 | 956 | 921 | 887 | 857 | 828 |
| 1,8288 | 928 | 893 | 861 | 831 | 803 |
| 2,1336 | 901 | 867 | 835 | 806 | 778 |
| 2,4384 | 874 | 840 | 810 | 781 | 754 |
| 2,7432 | 842 | 815 | 785 | 757 | 731 |
| 3,048 | 822 | 790 | 761 | 733 | 708 |
| 4,572 | 702 | 674 | 648 | 624 | 602 |
| 6,096 | 597 | 572 | 549 | 528 | 508 |
| 7,62 | 504 | 428 | 461 | 443 | 426 |

TAB. 5.5: Tabela de Sustentação do Hélio por m^3 de volume (KHOORY, 1999)

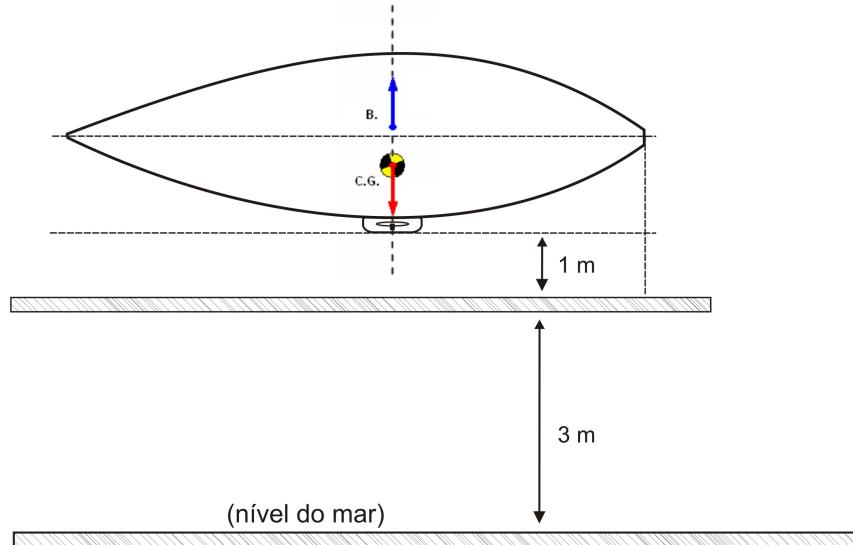


FIG. 5.16: CG e Flutuabilidade Neutra

5.4.2 TESTES DE INTENSIDADE DE SINAL DO MÓDULO DO X-BEE

Em medidas feitas nos ambientes do IME, foram captadas a intensidade de sinal (RSSI) entre dois módulos colocados em diferentes distâncias. Segundo (Dig, 2011) a sensibilidade mínima dos módulos utilizados é de -100 dBm. Como pode ser observado nos gráficos das imagens 5.17 e 5.18, os valores para distâncias de 60 a 70 metros apresentaram -63.9 e -65.6 dBm de RSSI em média, o que foi visto como uma boa margem para trabalho de acordo com as necessidades do projeto. Medidas foram feitas entre os 4 andares do prédio apresentando valores de -63.9, -61.7 e -62.2 dBm de intensidade de sinal nos 3º, 2º e 1º andares respectivamente em relação com o térreo. Os valores aferidos no experimento já indicam a possibilidade do uso da intensidade do sinal como futuro trabalho em localização.

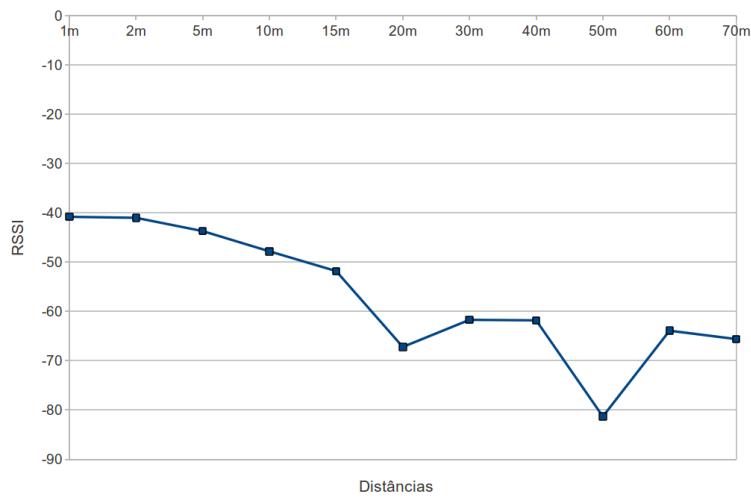


FIG. 5.17: Intensidade do sinal recebido(dBm) versus distância (m).

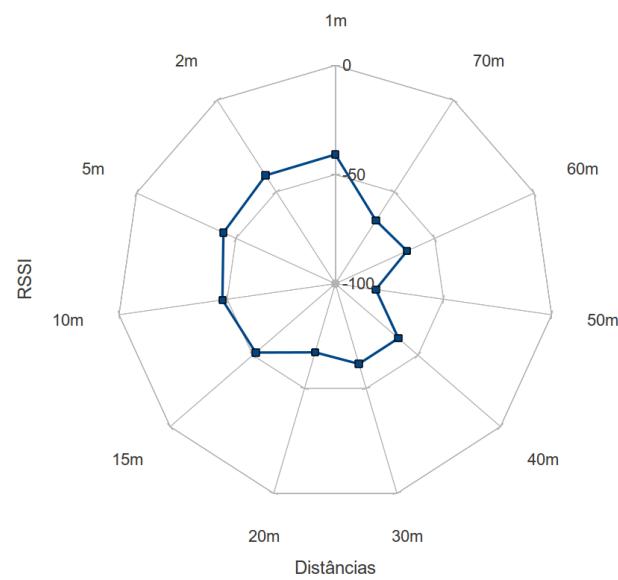


FIG. 5.18: Intensidade do sinal recebido(dBm) versus distância (m).

6 CONSIDERAÇÕES FINAIS

6.1 CONCLUSÃO

Neste trabalho, desenvolvemos o software de uma ECS (Estação de Controle em Solo) capaz de controlar múltiplas aeronaves não tripuladas em voo em formação. A aplicação foi implementada em dois módulos principais: O módulo de planejamento da missão e o módulo de controle do voo múltiplo.

O planejamento de missão é formado pelos módulos de planejamento da formação de voo e pelo módulo de planejamento da trajetória. Tais módulos foram desenvolvidos com base na API NASA World Wind, que possibilitou a utilização de recursos gráficos para manipulação e visualização de informações geográficas. Através dessa API o planejamento de formação e de trajetória de voo puderam ser realizados diretamente nos mapas. A formação é definida através da plotagem de marcadores por cliques do mouse, diretamente nos mapas geográficos do local do voo. Os marcadores representam as aeronaves e a posição em coordenadas de latitude e longitude definem a formação que será utilizada no voo. Da mesma forma que na formação, no planejamento de trajetória os *waypoints* da rota de voo são definidos por cliques nos mapas. Após a definição da trajetória é possível realizar uma checagem das alturas máximas das elevações ao longo de toda a rota de voo através da ferramenta de gráficos de altitudes máximas disponibilizada pela API, com isso define-se uma altitude de voo segura para as aeronaves.

Após a realização do planejamento de missão, as coordenadas de formação e da trajetória de voo são enviadas para o módulo de controle de voo múltiplo. Neste módulo, o controle de navegação e coordenação do voo múltiplo é realizado através de algoritmos baseados em campo potencial. As múltiplas aeronaves são atraídas para *waypoints* individuais definidos com base na formação inicial, pela ação do campo potencial atrativo configurado com base nas posições dos *waypoints* e na posição relativa dos vants e nos parâmetros de força atrativa (α), raio do waypoint (r) e área de influência do *waypoint* (s). Conforme as aeronaves seguem a trajetória de voo, forças repulsivas centradas em cada VANT se encarregam de afastá-las umas das outras, evitando com isso colisões.

Através dessa implementação foi possível estruturar um ambiente de simulação base-

ado no simulador de voo XPlane[®], através do qual foram realizados experimentos que permitiram validar os métodos propostos para o controle de voo múltiplo. Foram realizados testes para verificação dos melhores parâmetros de campo potencial, em diferentes formações de voo: *delta*, *linha* e *coluna*. Simulações foram realizadas para a validação do método de controle de velocidade proporcional desenvolvido para otimização do controle de voo. Através desses testes pode se verificar que o controle de voo com a aplicação do método de velocidade proporcional se mostrou mais eficaz para a manutenção da formação de voo ao longo da trajetória. Também foram realizados testes demonstrando a integração de todos os módulos da ECS, desde o planejamento da missão em mapas, passando pela análise gráfica do voo, até a simulação do voo no ambiente do XPlane[®], demonstrando o funcionamento completo da ECS para o controle de voo de múltiplas aeronaves não tripuladas.

Além do trabalho de implementação e validação da ECS, também foram realizados testes correlacionados ao tema dessa dissertação. O primeiro foi um teste de HIL (*Hardware In te Loop*) realizado para o projeto VANT-Lanu do IME, em que foi realizada a integração do piloto automático da *Eagle Trees* com a ECS Happy Killmore. A partir deste experimento foi possível constatar que a ESC desenvolvida neste trabalho apresenta um mesmo potencial de conexão com dispositivos reais, expandindo a sua utilização para o controle de aeronaves reais. O segundo experimento foi a estruturação de uma plataforma de voo composta por dois dirigíveis *indoors*, para realização de teste de voo múltiplo. Para este experimento foram criados, o hardware embarcado na gôndola do dirigível e o módulo em solo para controle e navegação do dirigível. Foi utilizado o padrão de rádio X-Bee como um sistema de telemetria para o dirigível. Foram realizados testes de flutuabilidade estática e controle de voo em uma das aeronaves da plataforma. O sistema de telemetria foi verificado através de testes de intensidade de sinal entre o módulo X-Bee do controle em solo e o módulo embarcado na gôndola do dirigível.

As análises dos gráficos de voo demonstraram o funcionamento do método de campo potencial para o controle de múltiplas aeronaves em formação de voo. Os testes realizados com o simulador de voo XPlane[®] serviram para validar a utilização da ECS para o controle de voo múltiplo em ambientes próximos aos reais. Os experimentos de HIL e a estruturação da plataforma de testes de voo, também serviram para demonstrar o potencial de utilização da ECS para o controle de aeronaves reais.

6.2 TRABALHOS FUTUROS

A solução de software da ECS de controle de voo múltiplo apresentada neste trabalho se mostrou prática e funcionalmente completa. Porém se configura como uma proposta inicial na qual muitas melhorias podem ser realizadas, expandindo suas funcionalidades e aplicações. Podemos destacar alguma delas:

- Implementar alteração no planejamento da missão e possibilitar a visualização das aeronaves diretamente nos mapas em tempo real de voo;
- Implementar planejamentos de trajetórias independentes para cada VANT. Essa implementação seria útil, para por exemplo, agilizar o trabalho de buscas de sobreviventes em áreas extensas;
- Expandir a utilização da API Nasa World Wind. Por exemplo, em vez de somente utilizar o sistema de coordenadas de latitude e longitude, utilizar pontos de interesse geográfico para a definição de planos de missão;
- Implementar um controle inteligente de navegação, em que as aeronaves poderiam cooperar entre si para a realização de diferentes missões. Neste cenário, a navegação seria controlada por um componente reativo, como o campo potencial, para o controle das funções básicas de mobilidade dos vants, e por um componente estratégico, em que os vants se comportariam como agentes e seriam responsáveis pela tomada de decisões. Tais agentes modificariam os parâmetros do campo potencial, alterando-os de acordo com as estratégias definidas;
- Descentralizar o sistema da ECS. Nesta abordagem o sistema não funcionaria mais em uma estação em solo e sim embarcado nas aeronaves. Nesta configuração, os vants passam a se comportar como agentes e a tomar decisões de navegação e cumprimento da missão baseados em um planejamento inicial.

Outra continuação lógica deste trabalho é a implementação de um hardware de piloto automático, para a expansão da utilização da ECS no controle de aeronaves reais. A adaptação da ECS atual para esta finalidade se mostra bastante viável, uma vez que o método utilizado demonstrou ser bastante robusto e com um baixo consumo computacional, sendo ideal para soluções embarcadas.

7 REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- Aero Vironment, Inc.*, 2013. URL www.avinc.com/uas.
- ALCÁCER, R. J. C. *Passarola - Dirigivel Autonomo para Operacoes de Salvamento (parte robotica)*. Dissertação de Mestrado, Instituto Superior Técnico - Universidade Técnica de Lisboa, 2008.
- ALVES, O. L. F. *Planejamento e Controle de Missões de um VANT de Asa Fixa*. Dissertação de Mestrado, Instituto Militar de Engenharia, 2010.
- ANAC. *Regulamento Brasileiro da Aviação Civil n.º 21 – RBAC 21: Certificação de Produto Aeronáutico*, Novembro 2011. URL <http://www2.anac.gov.br/biblioteca/rbha.asp>.
- ANAC. *Instrução Suplementar 21-002 Revisão A: Emissão de Certificado de Autorização de Voo Experimental para Veículos Aéreos Não Tripulados*, 2012. <http://www2.anac.gov.br/biblioteca/IS/2012/IS>
- ANDERSON, C. *ARDUPLANE*: <http://diydrones.ning.com/group/apmusergroup>, 2011.
- BARNES, L., FIELDS, M. e VALAVANIS, K. *Unmanned Ground Vehicle Swarm Formation Control Using Potential Fields*. Em *15th Mediterranean Conference on Control & Automation*, July 27 - 29 2007.
- BITTAR, A. *Piloto Automático para VANTS: Comunicação X-PANE e SIMULINK*. Instituto Tecnológico de Aeronáutica ITA.
- BORENSTEIN, J., EVERETT, H. R. e FENG, L. *Where am I? - Systems and Methods for Mobile Robot Positioning*. A. K. Peters, Ltd., March 1996.
- BRISSET, P. e HATTENBERGER, G. *Multi-UAV Control with the Paparazzi System*. Em *Human Operating Unmanned Systems (HUMOUS 08)*, 2008.
- BUENO, S. S., AZINHEIRA, J. R., RAMOS, J. J. G., DE PAIVA, E. C., RIVES, P., ELFES, A., CARVALHO, J. R. H. e SILVEIRA, G. F. *Project AURORA: Towards an Autonomous Robotic Airship*. AIAA Ligher-than-air Technology Conf., USA, 1:., 2001.
- CANTONI, L. F. A. *Avaliação do Uso da Linguagem PDDL no Planejamento de Missões para Robôs Aéreos*. Dissertação de Mestrado, Universidade Federal de Minas Gerais, 2010.
- DA PAIXAO, R., ROSA, P. e NETO, J. *An attitude heading and reference system: Basic concepts and prototype*. Em *Industrial Electronics (ISIE), 2011 IEEE International Symposium on*, págs. 2225–2230, 2011.

DEAR, I. e KEMP, P. *The Oxford Companion to Ships And the Sea*. Oxford Paperback Reference Series. Oxford University Press, 2006. ISBN 9780199205684. URL <http://books.google.com.br/books?id=HPTwQAAACAAJ>.

XBee®/XBee-PRO® RF Modules. Digi, 2011.

EAGLE TREE SYSTEMS, L. *Eagle Tree Systems*: <http://www.eagletreesystems.com/> acessado em novembro de 2012., 2011.

ENAC-UNIVERSITY. **PROJETO PAPARAZZI:** http://paparazzi.enac.fr/wiki/Main_Page, 2011.

FARIA, B. G. *Identificacao Dinamica Longitudinal de um Dirigivel Robotico Autonomo*. Dissertação de Mestrado, Faculdade de Engenharia Elétrica e de Computação UNICAMP, 2005.

FENG LEE, L. *Decentralized Motion Planning Within an Artificial Potential Framework (APF) for Cooperative Payload Transport by Multi-Robot Collectives*. State University of New York at, 2004.

FU, P. e SUN, J. *Web GIS: Principles and Applications*. ESRI Press, 2011.

GALINSKI, C. e ZBIKOWSKI, R. *Some problems of micro air vehicles development*. BULLETIN OF THE POLISH ACADEMY OF SCIENCES, 55(1), 2007.

GARCIA, R. e BARNES, L. *Multi-UAV Simulator Utilizing X-Plane*. J. Intell. Robotics Syst., 57(1-4):393–406, janeiro 2010. ISSN 0921-0296. URL <http://dx.doi.org/10.1007/s10846-009-9372-4>.

GARCIA, R. D. *Designing an autonomous helicopter testbed: from conception through implementation*. Tese de Doutorado, Tampa, FL, USA, 2008. AAI3326033.

GOODRICH, M. A. *Introduction Potential Fields Tutorial*, 2002.

HOGAN, P. **NASA WORLD WIND**, 2011. URL <http://worldwind.arc.nasa.gov/java/>.

JENSEN, F. e PEDERSEN, D. R. H. *Autonomous Aircraft: A nonlinear approach*. Technical Report Project Group 1034 - 2004-2005, Institute of Electronic Systems - Department of Control Engineering, June 2005.

KHATIB, O. *Real-Time Obstacle Avoidance for Manipulators and Mobile Robots*. The International Journal of Robotics Research, 5(1):90–98, Spring 1986.

KHOURY, G. A. e GILLET, J. D. *Airship Technology*. Cambridge Aerospace Series 10. Cambridge University Press, 1999.

KING, A. D. *Inertial Navigation - Forty Years of Evolution*. GEC REVIEW, 13(3):1–10, 1998. URL http://www.imar-navigation.de/download/inertial_navigation_introduction.pdf.

ANGLEY, R. B. *The Mathematics of GPS*. *GPS World*, 2(2):45–50, July/August 1991a.

ANGLEY, R. B. *The Orbits of GPS*. *GPS World*, 2(3):50–53, 1991b.

LEININGER, B. *A next-generation system enables persistent surveillance of wide areas*. abril 2008.

LEONARD, J. J. e DURRANT-WHYTE, H. F. *Mobile Robot Localization by Tracking Geometric Beacons*. *IEEE Trans. Robotics and Automation*, 7(3):376–382, junho 1991.

MAROQUIO, R. B. *SIMUBLIMP - Uma Contribuição ao Desenvolvimento de Algoritmos Inteligentes para uma Equipe de Dirigíveis Robóticos Autônomos*. Dissertação de Mestrado, Instituto Militar de Engenharia, Rio de Janeiro, julho 2007.

MATARIĆ, M. *The Robotics Primer*. Intelligent Robotics and Autonomous Agents Series. Mit Press, 2007. ISBN 9780262633543. URL <http://books.google.com.br/books?id=WWJPjgz-jgEC>.

MATHER, P. *HappyKillmore-gcs*:<http://code.google.com/p/happykillmore-gcs/> acessado em novembro de 2012, 2010.

MCMICHAEL, J. M. e FRANCIS, C. M. S. *Micro Air Vehicles - Toward a New Dimension in Flight*. http://www.fas.org/irp/program/collect/docs/mav_ausvi.htm, 1997.

MEDEIROS, F. L. L. e OES DA SILVA, J. D. S. *A Dijkstra algorithm for fixed-wing UAV motion planning based on terrain elevation*. Em *Proceedings of the 20th Brazilian conference on Advances in artificial intelligence*, SBIA’10, págs. 213–222, Berlin, Heidelberg, 2010. Springer-Verlag. ISBN 3-642-16137-5, 978-3-642-16137-7. URL <http://dl.acm.org/citation.cfm?id=1929622.1929649>.

MEIER, L. *MAVlink*: <http://qgroundcontrol.org/mavlink/start>, 2009a.

MEIER, L. *Projeto Pixhawk*: <https://pixhawk.ethz.ch/>, 2009b.

MEIER, L. *QGroundControl*: <http://qgroundcontrol.org/>, 2011.

MEYER, A. *X-Plane Operation Manual*. Laminar Research, 5001 Radcliffe - Rd Columbia SC 29206. URL www.x-plane.com/files/manuals/X-Plane/Desktop_manual.pdf. last updated on June 19, 2011.

NETO, J. M. M., RODRIGUES, L. R. L., MOREIRA, E. M., DOS SANTOS, J. C. J. e ROSA, P. F. F. *Uma Missão de Monitoramento para o Projeto VANT-IME: Operação Região Serrana-RJ*. AutoSoft, 2011.

- OBORNE, M. *APM Mission Planner*: <http://code.google.com/p/ardupilot-mega/wiki/Mission>, 2010.
- OH KIM, J. e KHOSLA, P. K. *Real-Time Obstacle Avoidance Using Harmonic Potential Functions*, 1992.
- PAIXÃO, R. A. D. *AQUISIÇÃO E PROCESSAMENTO DE DADOS PARA SISTEMA DE NAVEGAÇÃO INERCIAL*. Dissertação de Mestrado, Instituto Militar de Engenharia, 2010.
- PAUL, T., KROGSTAD, T. R. e GRAVDAHL, J. T. *Modelling of UAV formation flight using 3D potential field. Simulation Modelling Practice and Theory*, 16(9):1453 – 1462, 2008. ISSN 1569-190X. URL <http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1569190X08001469>.
- PETRICCA, L., OHLCKERS, P. e GRINDE, C. *Micro- and Nano-Air Vehicles: State of the Art*. *International Journal of Aerospace Engineering*, vol. 2011(Article ID 214549):17 pages, 2011. ISSN doi:10.1155/2011/214549.
- PINHEIRO, C. A. P. *Veículos Aéreos Autônomos Não-Tripulados para Monitoramento de Ambientes Desestruturados e Comunicação de Dados*. Dissertação de Mestrado, Instituto Militar de Engenharia, Rio de Janeiro, julho 2006.
- RICHARDS, A., BELLINGHAM, J., TILLERSON, M. e HOW, J. *COORDINATION AND CONTROL OF MULTIPLE UAVs*. Em *AIAA Guidance - Navigation, and Control Conference and Exhibit*, 2002.
- SENTIENTVISION. *Kestrel Land MTI* http://www.sentientvision.com/defence_products_airborne_kestrel_land_mti.html. *Acessado em maio de 2013*, 2013.
- SINNOTT, R. W. *Virtues of the Haversine*. *Sky Telesc.*, 68:159, 1984.
- VIDAL, F. S. *SISTEMA DE NAVEGACAO PARA DIRIGÍVEIS AÉREOS NÃO-TRIPULADOS BASEADO EM IMAGENS*. Dissertação de Mestrado, Instituto Militar de Engenharia, 2007.
- VOLPE, R. e KHOSLA, P. *Manipulator Control with Superquadric Artificial Potential Functions: Theory and Experiments*. *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics*, 20:1423–1436, 1990.