UNIVERSIDADE DE SÃO PAULO
Instituto de Ciências Matemáticas e de Computação

Sistema autônomo para supervisão de missão e segurança de voo em VANTs

Jesimar da Silva Arantes

Tese de Doutorado do Programa de Pós-Graduação em Ciências de Computação e Matemática Computacional (PPG-CCMC)

ICMC USP SÃO CARLOS

Jesimar da Silva Arantes

Sistema autônomo para supervisão de missão e segurança de voo em VANTs

Tese apresentada ao Instituto de Ciências Matemáticas e de Computação – ICMC-USP, como parte dos requisitos para obtenção do título de Doutor em Ciências – Ciências de Computação e Matemática Computacional. *VERSÃO REVISADA*

Área de Concentração: Ciências de Computação e Matemática Computacional

Orientador: Prof. Dr. Claudio Fabiano Motta Toledo

USP – São Carlos
Julho de 2019

Ficha catalográfica elaborada pela Biblioteca Prof. Achille Bassi
e Seção Técnica de Informática, ICMC/USP,
com os dados inseridos pelo(a) autor(a)

A662s

Arantes, Jesimar da Silva
Sistema autônomo para supervisão de missão e segurança de voo em VANTs / Jesimar da Silva Arantes; orientador Claudio Fabiano Motta Toledo. -- São Carlos, 2019.
217 p.

Tese (Doutorado - Programa de Pós-Graduação em Ciências de Computação e Matemática Computacional) -- Instituto de Ciências Matemáticas e de Computação, Universidade de São Paulo, 2019.

1. Veículos Aéreos Não Tripulados. 2. Sistema Autônomo. 3. Arquitetura Embarcada. 4. Planejamento de Missão. 5. Replanejamento de Rota. I. Toledo, Claudio Fabiano Motta, orient. II. Título.

Bibliotecários responsáveis pela estrutura de catalogação da publicação de acordo com a AACR2:
Gláucia Maria Saia Cristianini - CRB - 8/4938
Juliana de Souza Moraes - CRB - 8/6176

Jesimar da Silva Arantes

Autonomous system for mission control and flight safety in UAVs

Doctoral dissertation submitted to the Institute of Mathematics and Computer Sciences – ICMC-USP, in partial fulfillment of the requirements for the degree of the Doctorate Program in Computer Science and Computational Mathematics. *FINAL VERSION*

Concentration Area: Computer Science and Computational Mathematics

Advisor: Prof. Dr. Claudio Fabiano Motta Toledo

USP – São Carlos
July 2019

À minha família,
meu pai Jésus e minha mãe Sirley,
que estiveram sempre presentes, me apoiando, incentivando e
ajudando nos momentos em que mais precisei.

AGRADECIMENTOS

À Universidade de São Paulo (USP) e ao Instituto de Ciências Matemáticas e de Computação (ICMC) por me proporcionarem um ambiente de estudo adequado à minha formação. À Fundação de Amparo à Pesquisa do Estado de São Paulo (FAPESP), processo número 2015/23182-2, e à Coordenação de Aperfeiçoamento de Pessoal de Nível Superior (CAPES), pelo apoio financeiro durante a realização deste trabalho. Aos professores da USP, em especial, aos professores do ICMC, pelos ensinamentos transmitidos.

Ao professor Claudio Toledo, pela orientação do trabalho, paciência durante nossas longas discussões e ensinamentos transmitidos, que foram de grande relevância para a realização deste trabalho e para meu crescimento profissional. Ao professor Onofre Trindade pelas inúmeras dicas e discussões sobre VANTs, que auxiliaram muito na realização deste trabalho. Ao professor Eduardo Simões, pelo grande auxílio nos experimentos realizados. Ao grupo de pesquisa, pelas inúmeras reuniões e apresentações, que serviram para ampliação do meu conhecimento nas mais diversas áreas da ciência. À Veronica Vannini, André Missaglia, Fabiano Paulelli, Marcelo Duchêne, Bárbara Castanheira, Rafael Sanches, Fernanda Guidotti, Pedro Natali e Rafael Pinho pelo auxílio prestado no desenvolvimento deste trabalho.

À todos os integrantes do Laboratório de Computação Reconfigurável (LCR), pelo apoio, companheirismo e amizade. E aos ex-colegas de apartamento Francisco de Assis e Julian Mariño, pelas muitas discussões, que contribuíram e auxiliaram nas minhas pesquisas.

Agradeço, sobretudo, ao meu irmão Márcio, pelas inumeráveis dicas e discussões, que auxiliaram a realização deste trabalho, além da constante amizade.

Por fim, agradeço à minha esposa, Vívian, por fazer parte deste momento em minha vida e pelas muitas dicas e correções ao longo do texto.

Este trabalho somente foi possível, pois estive apoiado sobre os ombros desses gigantes. Muito obrigado por tudo!!!

“ Se você tem uma maçã e eu tenho uma maçã e nós trocamos as maçãs, então você e eu ainda teremos uma maçã. Mas se você tem uma ideia e eu tenho uma ideia e nós trocamos essas ideias, então cada um de nós terá duas ideias. ”

George Bernard Shaw

RESUMO

ARANTES, J. S. **Sistema autônomo para supervisão de missão e segurança de voo em VANTs** . 2019. 217 p. Tese (Doutorado em Ciências – Ciências de Computação e Matemática Computacional) – Instituto de Ciências Matemáticas e de Computação, Universidade de São Paulo, São Carlos – SP, 2019.

O presente documento tem por objetivo apresentar a tese desenvolvida no programa de doutorado em Ciência da Computação e Matemática Computacional do ICMC/USP. Esta tese aborda o desenvolvimento de sistemas autônomos, de baixo custo, para supervisão de missão e segurança de voo em Veículos Aéreos Não Tripulados (VANTs). A supervisão da missão é assegurada através da implementação de um sistema do tipo *Mission Oriented Sensor Array* (MOSA), responsável pelo adequado cumprimento da missão. A segurança de voo é garantida pelo sistema *In-Flight Awareness* (IFA), que visa monitorar o funcionamento da aeronave. Os assuntos missão e segurança são complexos e os sistemas MOSA e IFA foram idealizados e desenvolvidos de forma independente, fundamentando-se na ideia de separação de interesses. O desenvolvimento desses sistemas foi baseado em dois modelos de referência: MOSA e IFA, propostos pela literatura. Em trabalhos anteriores da literatura, alguns sistemas do tipo MOSA e IFA foram propostos para situações específicas de missão. Numa outra abordagem, esta tese propõe um único sistema MOSA e IFA capaz de se adequar a um conjunto distinto de missões. Neste trabalho, foi desenvolvida toda arquitetura de comunicação que integra os sistemas MOSA e IFA. No entanto, apenas esses dois sistemas não são suficientes para fazer a execução da missão com segurança, necessitando-se de um sistema capaz de se comunicar com o Piloto Automático (AP) do VANT. Logo, um sistema capaz de enviar requisições e comandos ao AP foi também implementado. Através desses três sistemas, missões autônomas com desvio de obstáculos puderam ser realizadas sem intervenção humana, mesmo diante de situações críticas ao voo. Assegurar os aspectos de segurança e missão pode se tornar conflitante durante o voo, pois em situações emergenciais deve-se abortar a missão. Diferentes estratégias para planejamento e replanejamento de rotas, baseadas em computação evolutiva e heurísticas, foram desenvolvidas e integradas nos sistemas MOSA e IFA. Os sistemas, aqui propostos, foram validados em quatro etapas: (i) experimentos com o simulador de voo FlightGear; (ii) simulações com a técnica *Software-In-The-Loop* (SITL); (iii) simulações com a técnica *Hardware-In-The-Loop* (HITL); (iv) voos reais. Na última etapa, os sistemas foram embarcados em dois modelos de VANTs, desenvolvidos pelo grupo de pesquisa. Durante a experimentação, alguns modelos de pilotos automáticos (APM e Pixhawk), computadores de bordo (Raspberry Pi 3, Intel Edison e BeagleBone Black), planejadores de missão e replanejadores de rotas emergenciais foram avaliados. Ao todo, três planejadores de rotas e oito replanejadores são suportados pela plataforma autônoma. O sistema autônomo desenvolvido permite alterar missões com diferentes características de hardware e de software de forma fácil e transparente, sendo, desse modo, uma arquitetura com características *plug and play*.

Palavras-chave: Veículos Aéreos Não Tripulados, Sistema Autônomo, Arquitetura Embarcada, Planejamento de Missão, Replanejamento de Rota .

ABSTRACT

ARANTES, J. S. **Autonomous system for mission control and flight safety in UAVs** . 2019. 217 p. Tese (Doutorado em Ciências – Ciências de Computação e Matemática Computacional) – Instituto de Ciências Matemáticas e de Computação, Universidade de São Paulo, São Carlos – SP, 2019.

This document aims to present the thesis developed in the doctoral program in Computer Science and Computational Mathematics at ICMC/USP. This thesis addresses the development of low-cost autonomous systems for mission supervision and flight safety in Unmanned Aerial Vehicles (UAVs). The mission supervision is ensured through the implementation of a Mission Oriented Sensor Array (MOSA) system, which is responsible for the proper fulfillment of the mission. The flight safety is guaranteed by the In-Flight Awareness (IFA) system, which aims to monitor the aircraft operation. The mission and safety issues are complex, and the MOSA and IFA systems were idealized and developed independently, based on the idea of separation of concerns. The development of these systems was based on two reference models: MOSA and IFA, proposed in the literature. In previous works of the literature, some MOSA and IFA systems have been proposed for specific mission situations. In another approach, this thesis proposes a single MOSA and IFA system capable of adapting to a distinct set of missions. All the communication architecture that integrates the MOSA and IFA systems were developed in this work. However, only these two systems are not sufficient to carry out the mission safely; a system that can communicate with the AutoPilot (AP) of the UAV its also needed. In this way, a system that is capable of sending commands and requests to the AP was implemented in this work. Through these three systems, autonomous missions with a diversion of obstacles could be carried out without human intervention, even in critical situations to the flight. Ensuring the safety and mission aspects can become conflicting during the flight because in hazards situations the mission must be aborted. Different strategies for path planning and path replanning, based on evolutionary computation and heuristics, were developed and integrated into the MOSA and IFA systems. The systems proposed here were validated in four stages: (i) experiments with FlightGear flight simulator; (ii) simulations using Software-In-The-Loop (SITL); (iii) simulations using Hardware-In-The-Loop (HITL); (iv) real flights. In the last stage, the systems were embedded in two models of UAVs, developed by the research group. During the experiment were evaluated some models of autopilots (APM and Pixhawk), companion computers (Raspberry Pi 3, Intel Edison and BeagleBone Black), mission planners and emergency route planners. In all, three route planners and eight replanners are supported by the autonomous platform. The developed autonomous system allows changing missions with different hardware and software characteristics in an easy and transparent way, being, therefore, an architecture with plug and play characteristics.

Keywords: Unmanned Aerial Vehicle, Autonomous System, Embedded Architecture, Mission Planning, Route Replanning .

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

LISTA DE QUADROS

LISTA DE ALGORITMOS

LISTA DE TABELAS

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

2D	**2 D**imensões ou Bidimensional
3D	**3 D**imensões ou Tridimensional
3DR	**3D R**obotics
Acel.	**Acel**erômetro
ADS-B	(***A**utomatic **D**ependent **S**urveillance - **B**roadcast*)
ANAC	**A**gência **N**acional de **A**viação **C**ivil
AP	Piloto Automático (***A**uto**P**ilot*)
API	Interface de Programação de Aplicação (***A**pplication **P**rogramming **I**nterface*)
APM	(***A**rdu**P**ilot **M**ega*)
ARP	**A**eronave **R**emotamente **P**ilotada (*Remote Piloted Aircraft*)
AUV	Veículo Submarino Autônomo (***A**utonomous **U**nderwater **V**ehicle*)
B&C	(***B**ranch and **C**ut*)
Baro.	**Barô**metro
BBB	***B**eagle**B**one **B**lack*
BD	**B**anco de **D**ados
CC	(***C**ompanion **C**omputer*)
CCQSP4m	(***C**hance-**C**onstrained **Q**ualitative **S**tate **P**lan for **m**ission*)
CEP	Processamento de Eventos Complexos (***C**omplex **E**vent **P**rocessing*)
CNPP	Problema de Planejamento de Caminho Não Convexo com *Chance-constraint* (***C**hance-constraint **N**on-convex **P**ath-planning **P**roblem*)
CSV	Valores Separados por Vírgula (***C**omma-**S**eparated **V**alues*)
CTOL	Decolagem e Aterrissagem Convencional (***C**onventional **T**ake-**O**ff and **L**anding*)
DDD	Entediantes, Sujas e Perigosas (***D**ull, **D**irty and **D**angerous*)
DE4s	Evolução Diferencial para segurança (***D**ifferential **E**volution for **s**ecurity*)
E/S	**E**ntrada e **S**aída
EKF	Filtro de Kalman Estendido (***E**xtended **K**alman **F**ilter*)
ESC	Controlador Eletrônico de Velocidade (***E**lectronic **S**peed **C**ontroller*)
EUA	**E**stados **U**nidos da **A**mérica
FAA	Administração Federal de Aviação (***F**ederal **A**viation **A**dministration*)
FG	**F**light**G**ear
FMEA	Análise do Modo e Efeito de Falha (***F**ailure **M**odes and **E**ffect **A**nalysis*)

FTA	Análise de Árvore de Falhas (***F**ault **T**ree **A**nalysis*)
GA	Algoritmo Genético (***G**enetic **A**lgorithm*)
GA-GA-4s	Algoritmo Genético e Algoritmo Genético para segurança (***G**enetic **A**lgorithm and **G**enetic **A**lgorithm for **s**ecurity*)
GA-GH-4s	Algoritmo Genético e Heurística Gulosa para segurança (***G**enetic **A**lgorithm and **G**reedy **H**euristic for **s**ecurity*)
GA4s	Algoritmo Genético para segurança (***G**enetic **A**lgorithm for **s**ecurity*)
GCS	Estação de Controle de Solo (***G**round **C**ontrol **S**tation*)
GECCO	(***G**enetic and **E**volutionary **C**omputation **C**onference*)
GH	Heurística Gulosa (***G**reedy **H**euristic*)
GH4s	Heurística Gulosa para segurança (***G**reedy **H**euristic for **s**ecurity*)
Giro.	**Giro**scópio
GISA	**G**rupo de **I**nteresse em **S**istemas **A**utônomos e Aplicações
GNSS	Sistema Global de Navegação por Satélite (***G**lobal **N**avigation **S**atellite **S**ystem*)
GPIO	Entrada e Saída de Propósito Geral (***G**eneral **P**urpose **I**nput **O**utput*)
GPL	Licença Pública Geral (***G**eneral **P**ublic **L**icense*)
GPS	Sistema de Posicionamento Global (***G**lobal **P**ositioning **S**ystem*)
GUI	Interface Gráfica do Usuário (***G**raphical **U**ser **I**nterface*)
HALE	Alta Altitude, Longa Resistência (***H**igh **A**ltitude, **L**ong **E**ndurance*)
HCCQSP	(***H**ybrid **C**hance-**C**onstrained **Q**ualitative **S**tate **P**lanning*)
HD	Disco Rígido (***H**ard **D**isk*)
HGA4m	Algoritmo Genético Híbrido para missão (***H**ybrid **G**enetic **A**lgorithm for **m**ission*)
HITL	(***H**ardware-**I**n-**T**he-**L**oop*)
HTTP	Protocolo de Transferência de Hipertexto (***H**yper**T**ext **T**ransfer **P**rotocol*)
IA	**I**nteligência **A**rtificial
ICAS	(***I**nternational **C**ouncil of the **A**eronautical **S**ciences*)
ICMC	**I**nstituto de **C**iências **M**atemáticas e **C**omputação
ICTAI	(***I**nternational **C**onference on **T**ools with **A**rtificial **I**ntelligence*)
IFA	Consciência em Voo (***I**n-**F**light **A**wareness*)
IFA^{2}S	(***I**n-**F**light **A**wareness **A**ugmentation **S**ystems*)
IMU	Unidade de Medição Inercial (***I**nertial **M**easurement **U**nit*)
IoD	Internet dos Drones (***I**nternet **o**f **D**rones*)
IoT	Internet das Coisas (***I**nternet **o**f **T**hings*)
IP	Protocolo de Internet (***I**nternet **P**rotocol*)
JSON	Notação de Objetos JavaScript (***J**ava**S**cript **O**bject **N**otation*)
KML	Linguagem de Marcação Keyhole (***K**eyhole **M**arkup **L**anguage*)
LALE	Baixa Altitude, Longa Resistência (***L**ow **A**ltitude, **L**ong **E**ndurance*)

LASE	Baixa Altitude, Curta Resistência (***L**ow **A**ltitude, **S**hort **E**ndurance*)
LCR	**L**aboratório de **C**omputação **R**econfigurável
LED	Diodo Emissor de Luz (***L**ight **E**mitting **D**iode*)
LGPL	(***L**esser **G**eneral **P**ublic **L**icense*)
LIDAR	Detecção e Medição de Distância por Luz (***LI**ght **D**etection **A**nd **R**anging*)
Lin.	**Lin**ux
LOWAS	(***LI**DAR **O**bstacle **W**arning and **A**voidance **S**ystem*)
Mac.	**Mac** OS X
Mag.	**Mag**netômetro
MALE	Média Altitude, Longa Resistência (***M**edium **A**ltitude, **L**ong **E**ndurance*)
MAV	(***M**icro **A**erial **V**ehicle*)
MAVLink	(***M**icro **A**ir **V**ehicle **Link***)
MBD	Projeto Baseado em Modelo (***M**odel-**B**ased **D**esign*)
MDD	Desenvolvimento Orientado a Modelos (***M**odel **D**riven **D**evelopment*)
MORSE	(***M**odular **O**pen**R**obots **S**imulation **E**ngine*)
MOSA	Arranjos de Sensores Orientados à Missão (***M**ission **O**riented **S**ensor **A**rray*)
MPGA4s	Algoritmo Genético Multi-Populacional para segurança (***M**ulti-**P**opulation **G**enetic **A**lgorithm for **s**ecurity*)
MS4s	Multi-Start para segurança (***M**ulti-**S**tart for **s**ecurity*)
MSFS	(***M**icro**S**oft **F**light **S**imulator*)
N/A	**N**ão **A**plicável (*Not Applicable*)
N/D	**N**ão **D**isponível (*Not Available*)
NFZ	Zona de Exclusão Aérea (***N**o-**F**ly **Z**one*)
OD	**O**racle **D**rone
OODA	Observação, Orientação, Decisão e Ação (***O**bservation, **O**rientation, **D**ecision, **A**ction*)
P&P	(***P**lug and **P**lay*)
PC	Computador Pessoal (***P**ersonal **C**omputer*)
PLIM	**P**rogramação **L**inear **I**nteira-**M**ista (*Mixed-Integer Linear Programming*)
PNLIM	**P**rogramação **N**ão **L**inear **I**nteira-**M**ista (*Mixed-Integer NonLinear Programming*)
ProOF	(***Pro**fessional **O**ptimization **F**ramework*)
PWM	Modulação por Largura de Pulso (***P**ulse **W**idth **M**odulation*)
QGC	**QG**round**C**ontrol
RAM	Memória de Acesso Aleatório (***R**andom **A**ccess **M**emory*)
RC	Controle de Rádio (***R**adio **C**ontrol*)
RGB	Vermelho, Verde e Azul (***R**ed, **G**reen and **B**lue*)
ROS	Sistema Operacional de Robôs (***R**obot **O**perating **S**ystem*)

ROV	Veículo Submarino Operado Remotamente (***R**emotely **O**perated Underwater **V**ehicle*)
RPi	**R**aspberry **Pi**
RTL	Retorne ao Lançamento (***R**eturn **T**o **L**aunch*)
RTOS	Sistema Operacional de Tempo Real (***R**eal-**T**ime **O**perating **S**ystem*)
S2DK	(***S**ervices to **D**rone**K**it*)
SD	(***S**ecure **D**igital*)
SdI	**S**eparação **d**e **I**nteresse
SEE	**S**istemas **E**mbarcados e **E**volutivos
Sim.	**Sim**ulador
SisVANT	**Sis**tema de **V**eículo **A**éreo **N**ão **T**ripulado (*Unmanned Aerial Systems*)
SITL	(***S**oftware-**I**n-**T**he-**L**oop*)
SO	**S**istema **O**peracional (*Operational System*)
SOA	Arquitetura Orientada a Serviços (***S**ervice-**O**riented **A**rchitecture*)
SSC	Departamento de **S**istemas de **C**omputação
SSH	(***S**ecure **Sh**ell*)
SSI	(***S**mart **S**ensor **I**nterface*)
SSN	Rede de Sensores Sonoros (***S**ound **S**ensor **N**etwork*)
SSP	(***S**mart **S**ensor **P**rotocol*)
STPA	Teórico - Sistêmico de Análise de Processos (***S**ystem **T**heoretic **P**rocess **A**nalysis*)
SUAS	(***S**mall **U**nmanned **A**ircraft **S**ystem*)
TCP	Protocolo de Controle de Transmissão (***T**ransmission **C**ontrol **P**rotocol*)
TUGV	Veículo Terrestre Não Tripulado Teleoperado (***T**ele-operated **U**nmanned **G**round **V**ehicle*)
UDP	Protocolo de Datagrama de Usuário (***U**ser **D**atagram **P**rotocol*)
UGV	Veículo Terrestre Autônomo (***U**nmanned **G**round **V**ehicle*)
USP	**U**niversidade de **S**ão **P**aulo
USV	Veículo de Superfície Não Tripulado (***U**nmanned **S**urface **V**ehicle*)
VAANT	**V**eículo **A**éreo **A**utônomo **N**ão **T**ripulado
VANT	**V**eículo **A**éreo **N**ão **T**ripulado (*Unmanned Aerial Vehicle*)
VMNT	**V**eículo **M**arinho **N**ão **T**ripulado (*Unmanned Marine Vehicles*)
VNT	**V**eículo **N**ão **T**ripulado (*Unmanned Vehicle*)
VSNT	**V**eículo **S**ubmarino **N**ão **T**ripulados (*Unmanned Underwater Vehicle*)
VTNT	**V**eículo **T**errestre **N**ão **T**ripulado (*Unmanned Ground Vehicles*)
VTOL	Decolagem e Aterrissagem Vertical (***V**ertical **T**ake-**O**ff and **L**anding*)
Wi-Fi	Fidelidade Sem Fio (***Wi**reless **Fi**delity*)
Win.	**Win**dows
XML	Linguagem de Marcação Extensível (*e**X**tensible **M**arkup **L**anguage*)

LISTA DE SÍMBOLOS

Constantes —

$\mathcal{R}_E$ — Raio equatorial do planeta Terra (em metros)

$\mathcal{R}_M$ — Raio meridional do planeta Terra (em metros)

$\mathcal{R}_T$ — Raio médio do planeta Terra (em metros)

$\mathcal{F}$ — Fator de conversão de coordenadas cartesianas para geográficas ou de metros para graus

$\mathcal{E}_1$ — Percentagem de tempo extra aferida na execução de RTL

$\mathcal{E}_2$ — Percentagem da distância máxima de alcance no voo

$\mathcal{K}^E_T$ — Eficiência energética média de tempo de voo (em % de bateria/segundo)

$\mathcal{K}^E_N$ — Eficiência energética média de navegação (em % de bateria/metro)

$\mathcal{K}^E_{N_{hrz}}$ — Eficiência energética média da navegação na horizontal (em % de bateria/metro)

$\mathcal{K}^E_{N_{up}}$ — Eficiência energética média da navegação vertical para cima (em % de bateria/metro)

$\mathcal{K}^E_{N_{down}}$ — Eficiência energética média da navegação vertical para baixo (em % de bateria/metro)

Parâmetros —

v_{hrz} — Velocidade de deslocamento horizontal [parâmetro do AP] (em metros/segundo)

v_{up} — Velocidade de deslocamento vertical para cima [parâmetro do AP] (em metros/segundo)

v_{down} — Velocidade de deslocamento vertical para baixo [parâmetro do AP] (em metros/segundo)

h_{rtl} — Altitude de realização da operação de RTL [parâmetro do AP] (em metros)

Δt — Intervalo de tempo ou fator de discretização do tempo (em segundos)

T — Horizonte de tempo utilizado no planejador/replanejador (em segundos)

$\hat{x}_0$ — Posição inicial esperada do VANT

$\hat{x}_{goal}$ — Posição objetivo esperada do VANT

m — Massa do VANT incluindo *payload* (em quilograma)

$\bar{\lambda}$ — Coordenada geográfica de longitude de um ponto de referência (em graus)

$\bar{\gamma}$ — Coordenada geográfica de latitude de um ponto de referência (em graus)

σ_A — Desvio padrão associado a posição inicial

σ_B — Desvio padrão associado ao ruído aplicado a posição

$\mathbb{A}$ — Matriz 4×4 para o estado do VANT utilizada na transição de estados

$\mathbb{B}$ — Matriz 4×2 para o controle da dinâmica do VANT utilizada na transição de estados

Σ_{x_0} — Matriz 4×4 de covariância associada à incerteza da posição inicial do VANT

Σ_{ω_t} — Matriz 4×4 de covariância aplicada na transição de estado

Variáveis — ————————————————————————————————

$\mathbf{x}_t$ — Estado da aeronave no instante t

$\mathbf{u}_t$ — Controle aplicado a aeronave no instante t

$\mathbf{x}_0$ — Estado da aeronave no instante inicial 0

$\mathbf{x}_T$ — Estado da aeronave no instante final T

$\mathbf{x}_{goal}$ — Posição do objetivo (ponto-alvo) especificado pelo projetista

p — Posição da aeronave em coordenadas cartesianas

p_x — Posição no eixo x da aeronave ao longo da linha do equador (em metros)

p_y — Posição no eixo y da aeronave ao longo da linha do meridiano de Greenwich (em metros)

v — Velocidade na horizontal da aeronave (em metros/segundo)

v_x — Velocidade no eixo x do VANT (em metros/segundo)

v_y — Velocidade no eixo y do VANT (em metros/segundo)

a — Aceleração na horizontal do VANT (em metros/segundo^2)

a_x — Aceleração no eixo x do VANT (em metros/segundo^2)

a_y — Aceleração no eixo y do VANT (em metros/segundo^2)

α — Ângulo de orientação (direção) na horizontal da aeronave (em radianos)

ε — Variação angular (rotação) do VANT em torno do eixo z (em radianos)

α_{math} — Ângulo de orientação (*heading*) baseada no ângulo da matemática (em graus)

α_{aero} — Ângulo de orientação (*heading*) baseada no ângulo da aeronáutica (em graus)

d_c — Distância crítica percorrida durante o replanejamento de rotas (em metros)

ϕ — Ângulo de orientação de *roll* (em radianos)

θ — Ângulo de orientação de *pitch* (em radianos)

λ — Coordenada geográfica de longitude da aeronave (em graus)

γ — Coordenada geográfica de latitude da aeronave (em graus)

p_{lat}^{uav} — Posição de latitude (coordenada geográfica) atual do VANT (em graus)

p_{lng}^{uav} — Posição de longitude (coordenada geográfica) atual do VANT (em graus)

p_{altrel}^{uav} — Posição de altitude relativa atual do VANT (em metros)

p_{lat}^{home} — Posição de latitude (coordenada geográfica) do *home* do VANT (em graus)

p_{lng}^{home} — Posição de longitude (coordenada geográfica) do *home* do VANT (em graus)

p_{altrel}^{home} — Posição da altitude relativa do *home* do VANT (em metros)

B_{level} — Nível atual da bateria do VANT (em porcentagem de bateria)

D_{hrz} — Distância euclidiana na horizontal do VANT até o *home* (em metros)

B_{rtl}^{E} — Consumo de combustível estimado para fazer o RTL (em porcentagem de bateria)

D_{max}^{E} — Distância máxima estimada que o VANT consegue alcançar (em metros)

T_{rtl}^{E} — Tempo estimado para fazer a operação de RTL (em segundos)

T_{max}^{E} — Tempo máximo estimado de voo (em segundos)

L — Comprimento do arco da circunferência (em metros)

τ — Ângulo da circunferência (em graus)

ω_t — Ruído Gaussiano branco aditivo (perturbação ou incerteza) no instante t

F_{Ψ} — Função de transição de estados não linear para uma situação crítica do tipo Ψ

F_D — Força do arrasto (*drag*) associada à resistência do ar do VANT (em newton)

$Configurações$ — ———————————————————————————————

$\mathcal{M}$ — Representa o mapa, o plano da missão e a altitude de cruzeiro, em que $\mathcal{M} = \langle M_{map}, M_{goal}, M_{alt} \rangle$

$\mathcal{H}$ — Representa a configuração da arquitetura de hardware, em que $\mathcal{H} = \langle H_{ap}, H_{cc}, H_{sensor}, H_{actuator} \rangle$

$\mathcal{S}$ — Representa a configuração da arquitetura de software, em que $\mathcal{S} = \langle S_{mosa}, S_{ifa} \rangle$

$\mathcal{S}^*$ — Representa a solução ótima ou próxima do ótimo encontrada para o problema

M_{map} — Representa o mapa da missão, em que $M_{map} = \langle \mathbf{r}, \mathbf{h}, \mathbf{c} \rangle$

M_{goal} — Representa o plano da missão ou conjunto de pontos-alvo, em que $M_{goal} = \langle w^1, w^2, \cdots \rangle$

M_{alt} — Representa a altitude de voo cruzeiro da missão (em metros), em que $M_{alt} \in \mathbb{R}_+^*$

H_{ap} — AP utilizado na missão, em que $H_{ap} \in \{APM, Pixhawk\}$

H_{cc} — CC utilizado na missão, em que $H_{cc} \in \{IntelEdison, RaspberryPi, BeagleBoneBlack\}$

H_{sensor} — Lista com sensores da missão, em que $H_{sensor} = [CameraRGB, Sonar, Temperature]$

$H_{actuator}$ — Lista com atuadores da missão, em que $H_{actuator} = [Buzzer, Spraying, Parachute, LED]$

S_{mosa} — Representa o sistema MOSA, em que $S_{mosa} = \langle \mathcal{P}_P, \mathcal{L}_P, \mathcal{T}_{SC_P}, \Delta_P \rangle$

S_{ifa} — Representa o sistema IFA, em que $S_{ifa} = \langle \mathcal{P}_R, \mathcal{L}_R, \mathcal{T}_{SC_R}, \Delta_R, \mathcal{W}_R \rangle$

$\mathcal{P}_P$ — Representa o planejador de rotas utilizado, em que $\mathcal{P}_P \in \{HGA4m, CCQSP4m, FixedRoute4m\}$

$\mathcal{L}_P$ — Local de execução do planejador de rotas, em que $\mathcal{L}_P \in \{onboard, offboard\}$

$\mathcal{T}_{SC_P}$ — Critério de parada do planejador baseado em tempo (em segundos), em que $\mathcal{T}_{SC_P} \in \mathbb{R}^*_+$

Δ_P — Nível de risco assumido pelo planejador, em que $\Delta_P \in [0, \frac{1}{2}]$ e $\Delta_P \in \mathbb{R}$

$\mathcal{P}_R$ — Representa o replanejador de rotas utilizado, em que $\mathcal{P}_R \in \{GA4s, MPGA4s, DE4s, GH4s, MS4s, GA\text{-}GA\text{-}4s, GA\text{-}GH\text{-}4s, Pre\text{-}Planned4s\}$

$\mathcal{L}_R$ — Local de execução do replanejador de rotas, em que $\mathcal{L}_R \in \{onboard, offboard\}$

$\mathcal{T}_{SC_R}$ — Critério de parada do replanejador baseado em tempo (em segundos), em que $\mathcal{T}_{SC_R} \in \mathbb{R}^*_+$

Δ_R — Nível de risco assumido pelo replanejador, em que $\Delta_R \in [0, \frac{1}{2}]$ e $\Delta_R \in \mathbb{R}$

$\mathcal{W}_R$ — Número máximo de *waypoints* utilizado pelo replanejador de rotas, em que $\mathcal{W}_R \in \mathbb{N}$

$\mathbf{r}$ — Conjunto de regiões convexas, em que $\mathbf{r} = \{r^1, r^2, \cdots\}$

$\mathbf{h}$ — Conjunto de altitudes das regiões convexas (em metros), em que $\mathbf{h} = \{h^1, h^2, \cdots\}$

$\mathbf{c}$ — Conjunto de classificações das regiões, em que $\mathbf{c} = \{c^1, c^2, \cdots\}$ e $c \in \Phi$

$\mathbb{O}^n_j$ — j-ésima região convexa que representa um obstáculo, em que $\mathbb{O}^n_j \in \mathbf{r}$

$\mathbb{O}^p_j$ — j-ésima região convexa que representa uma região penalizadora, em que $\mathbb{O}^p_j \in \mathbf{r}$

$\mathbb{O}^b_j$ — j-ésima região convexa que representa uma região bonificadora, em que $\mathbb{O}^b_j \in \mathbf{r}$

t_{video} — Tempo de filmagem de uma região qualquer (em segundos), em que $t_{video} \in \mathbb{N}$

$n_{picture}$ — Quantidade de fotografias tiradas em sequência, em que $n_{picture} \in \mathbb{N}$

$d_{picture}$ — Tempo (*delay*) entre duas fotografias em sequência (em segundos), em que $d_{picture} \in \mathbb{N}$

Classificações — ————————————————————————————————

Ψ — Conjunto de situações críticas que podem ocorrer na aeronave, em que $\Psi = \{\Psi_m, \Psi_b, \Psi_{s1}, \Psi_{s2}\}$

Ψ_b — Situação crítica na bateria, em que $\Psi_b \in \Psi$

Ψ_m — Situação crítica no motor, em que $\Psi_m \in \Psi$

Ψ_{s1} — Situação crítica na semi-asa direita, em que $\Psi_{s1} \in \Psi$

Ψ_{s2} — Situação crítica na semi-asa esquerda, em que $\Psi_{s2} \in \Psi$

Φ — Conjunto de regiões do mapa, em que $\Phi = \{\Phi^n, \Phi^o, \Phi^p, \Phi^b, \Phi^s, \Phi^r\}$

Φ^n — Região do tipo não navegável, em que $\Phi^n \in \Phi$

Φ^o — Região do tipo obstáculo, em que $\Phi^o \in \Phi$

Φ^p — Região do tipo penalizadora, em que $\Phi^p \in \Phi$

Φ^b — Região do tipo bonificadora, em que $\Phi^b \in \Phi$

Φ^s — Região do tipo cênica, em que $\Phi^s \in \Phi$

Φ^r — Região do tipo remanescente, em que $\Phi^r \in \Phi$

Índices — ———————————————————————————————————————-

t — Índice que controla o instante de tempo, em que $t \in [0, T]$ e $t \in \mathbb{N}$

j — Índice que controla as regiões do mapa, em que $j \in [0, |\mathbf{r}|]$ e $j \in \mathbb{N}$

SUMÁRIO

CAPÍTULO

1

INTRODUÇÃO

“ Não se espante com a altura do voo. Quanto mais alto, mais longe do perigo. Quanto mais você se eleva, mais tempo há de reconhecer uma pane. É quando se está próximo do solo que se deve desconfiar. ”

Santos Dumont

1.1 Contextualização

A presente tese de doutorado visa o desenvolvimento de sistemas embarcados autônomos de baixo custo, voltados à execução de missão e à segurança de voo para Veículos Aéreos Não Tripulados (VANTs). Essas aeronaves estão se tornando cada vez mais populares, devido ao barateamento de tecnologias e dispositivos eletrônicos e à miniaturização dos componentes físicos necessários para a construção de aeronaves de pequeno porte (CHIARAMONTE, 2018). Com essa crescente utilização de VANTs, alguns questionamentos foram levantados em relação aos riscos envolvidos em sua operação sobre regiões povoadas. Assim, para sua integração ao espaço aéreo, a probabilidade de falha deve ser menor ou igual a aceita para a aviação geral (FAA, 2012). Nesse contexto, uma adequada execução da missão e uma constante avaliação de possíveis falhas são aspectos que devem ser considerados ao elaborar um sistema embarcado para VANTs.

O grupo de Sistemas Embarcados e Evolutivos (SEE) do Departamento de Sistemas de Computação (SSC) do ICMC/USP tem desenvolvido trabalhos com VANTs, que remetem a preocupações com execução da missão e com segurança de voo, em que se destacam o *Mission Oriented Sensor Array* (MOSA) e o *In-Flight Awareness* (IFA). O sistema supervisor da missão, MOSA, permite um adequado acompanhamento de toda a missão em execução pelo VANT (FIGUEIRA, 2016). O sistema supervisor da segurança em voo, IFA, monitora em tempo real o funcionamento da aeronave (MATTEI, 2015).

A literatura apresenta poucos trabalhos focados em arquiteturas/sistemas autônomos de

baixo custo para missão e segurança de VANTs, como o MOSA e o IFA. Dessa forma, uma arquitetura que garanta uma menor intervenção humana e, consequentemente, maior nível de autonomia para a aeronave foi proposta nesta tese integrando esses dois sistemas. Após uma revisão da literatura, observamos que várias arquiteturas apresentam foco no desenvolvimento de sistemas específicos para determinado tipo de aplicação, como em Brown, Estabrook e Franklin (2011), Prodan *et al.* (2013), Xue *et al.* (2016), Morozov e Janschek (2016), Ramasamy *et al.* (2016), Alsalam *et al.* (2017), Boubeta-Puig *et al.* (2018), Chiaramonte (2018). Assim, esta tese buscou preencher a lacuna citada, introduzindo uma arquitetura de propósito geral e com um nível de resiliência capaz de mitigar falhas, garantindo um adequado nível de autonomia para a aeronave.

A motivação para este trabalho está na oportunidade de convergir diversos resultados obtidos recentemente nas pesquisas em VANT, conduzidas pelo grupo SEE, dentro do SSC/ICMC/USP. Uma primeira versão do sistema IFA foi estabelecida em Mattei (2015). Da mesma forma, a definição do sistema MOSA foi estabelecida em Figueira (2016). Algoritmos voltados ao planejamento de missões, envolvendo Algoritmos Genéticos (GAs, do inglês *Genetic Algorithms*) combinados com resolução de modelos de Programação Linear Inteira-Mista (PLIM), foram desenvolvidos em Arantes (2017). Por fim, algoritmos voltados ao replanejamento de rotas para pouso emergencial, aplicando GA, Heurística Gulosa (GH, do inglês *Greedy Heuristic*) e modelos de PLIM, foram desenvolvidos em Arantes (2016).

Trabalhos anteriores sobre MOSA e IFA não apresentam uma implementação embarcada dos sistemas, focando mais no estabelecimento dos conceitos de monitoramento de missão e segurança. Além disso, nenhum trabalho abordou o funcionamento conjunto de tais sistemas. Dessa maneira, um sistema embarcado com as arquiteturas MOSA e IFA foi aqui desenvolvido e aplicado em dois VANTs de asa rotativa, nomeados iDroneAlpha e iDroneBeta. Essas aeronaves são quadricópteros e foram construídos durante esta tese de doutorado.

A autora Figueira (2016) destaca em seu trabalho que existem diversos MOSAs, cada um desses é específico para uma aplicação. A presente tese desenvolveu um único sistema MOSA, modular e flexível o suficiente para atender diferentes aplicações apenas habilitando ou desabilitando os recursos que a aplicação utiliza. Como esperado, o sistema MOSA proposto não abarca todos as aplicações possíveis, ou seja, todos os MOSAs possíveis. No entanto, permiti-se que novos módulos possam ser facilmente integrados ao MOSA aqui proposto, abrangendo assim outras aplicações que dependam, por exemplo, de novos sensores ou atuadores. Da mesma forma, conforme ressaltado em Mattei (2015), não existe apenas um sistema IFA possível. O IFA aqui desenvolvido também foi feito de forma modular e flexível para que diversos sensores possam ser habilitados ou desabilitados conforme a aplicação utilizada e os sensores disponíveis. Os sistemas desenvolvidos são distribuídos com código-fonte aberto[1], o que facilita também a integração de novos recursos e funcionalidades.

[1] <https://github.com/jesimar/UAV-Toolkit/>

Sobre o sistema MOSA dois conceitos importantes podem ser estabelecidos:

- **MOSA Não-Adaptativo**: este sistema não consegue alterar o comportamento da missão durante o voo. Dessa forma, o MOSA não consegue contornar imprevistos ocorridos durante a missão. Após ocorrer um imprevisto, a única ação que pode ser executada é abortar a missão.
- **MOSA Adaptativo**: este sistema, por sua vez, consegue alterar o comportamento da missão durante o voo. Nesse sistema, o plano de voo pré-definido pode ser alterado dinamicamente durante o voo. Dessa maneira, o MOSA, baseado em novas variáveis, consegue contornar imprevistos através da reconfiguração da missão. Dentre as ações de reconfiguração permitidas têm-se: refazer a missão, trocar a missão, atualizar o plano de voo, ou ainda, abortar a missão.

O trabalho de Figueira (2016) abordou exclusivamente o sistema MOSA não-adaptativo. A presente tese trata ambos os tipos de sistemas: MOSA adaptativo e MOSA não-adaptativo.

1.2 Motivação e Justificativas

Os índices de acidentes e fatalidades aeronáuticos caíram nos últimos anos, como resultado direto do aprendizado acumulado a partir da investigação de suas causas (SAFETY, 2018). Já o número de acidentes envolvendo VANTs tem aumentado, conforme destacado em EASA (2017), devido, principalmente, a sua inserção no mercado de forma não controlada. Nos Estados Unidos da América (EUA), em 2016, o índice de acidentes da aviação geral foi de $5,93 \times 10^{-5}$, o que significa 5,93 acidentes a cada 100 mil horas de voo. O número de acidentes com vítimas foi de $9,98 \times 10^{-4}$, portanto, pode-se concluir que, aproximadamente um sexto dos acidentes aéreos geram vítimas (NTSB, 2018). Esses números são relativamente baixos, quando comparados aos acidentes envolvendo transporte automotivo, que nos EUA geraram em 2016 cerca de 90 vezes mais vítimas que a aviação geral[2].

Conforme destacado em Mattei (2015), uma aeronave como o UAV Hermes 450 (aeronave de 2 milhões de dólares[3]) apresenta um acidente a cada 833 horas, já uma aeronave como o UAV Desert Hawk (aeronave de 224.000 dólares[4]) apresenta um acidente a cada 56 horas. Ao analisar o UAV Hermes 450, percebe-se que ele sofre um acidente a uma frequência de 20,2 vezes mais que uma aeronave tripulada. Já o UAV Desert Hawk sofre um acidente a uma frequência de 301,1 vezes mais que uma aeronave tripulada. Esses índices indicam que um VANT não tem a mesma confiabilidade de uma aeronave tripulada e indicam também uma tendência de que quanto menor o custo do VANT, menor a sua confiabilidade. Aeronaves com

[2] <https://www.ntsb.gov/investigations/data/Pages/Data_Stats.aspx>
[3] <https://en.wikipedia.org/wiki/Elbit_Hermes_450>
[4] <http://www.deagel.com/Cannons-and-Gear/Desert-Hawk_a002338001.aspx>

custos ainda menores sofrem acidentes a cada poucas horas de operação. Esse fato justifica o desenvolvimento de sistemas autônomos para segurança em voo, como o IFA. Não existe, obviamente, risco nulo na operação de uma aeronave, o que se busca é a manutenção de índices baixos o suficiente para sua aceitação e a busca incessante por sua redução contínua (MATTEI, 2015).

Empresas como Amazon, Google, Microsoft e Uber têm investido na construção de aeronaves autônomas para realização de missões. A Amazon está, atualmente, desenvolvendo um sistema de entrega de encomendas, utilizando VANTs, chamado Amazon Prime Air, que promete realizar entregas com segurança em até 30 minutos (AMAZON, 2018b). A Google, em resposta a esse serviço, criou também um projeto para entrega de encomendas, chamado Wing (GOOGLE, 2019). Os projetos mencionados necessitam de um sistema supervisor de missão com segurança capaz de realizar a entrega no local, levando em consideração toda a complexidade do ambiente. O fato de se ter diversas empresas e grupos de pesquisa trabalhando na automação de VANTs motivam e justificam o desenvolvimento de sistemas, como o MOSA e IFA.

1.3 Hipótese

Esta pesquisa visa validar as seguintes hipóteses:

- É possível construir um VANT de baixo custo, que execute missões de forma autônoma, diante situações severas.
- É possível construir um VANT que faça tomadas de decisão *onboard* com as plataformas de hardware existentes.
- É possível construir uma arquitetura que consiga tratar diversas aplicações diferentes com poucas modificações no sistema.
- É possível construir uma arquitetura utilizando separação de interesse entre a missão e a segurança.

1.4 Objetivos

O principal objetivo deste trabalho é a proposição de uma arquitetura para VANTs de baixo custo e o desenvolvimento de sistemas relacionados, que apresentem as seguintes características:

- **Propósito geral**: diferentes missões podem ser incorporadas ao VANT sem necessidade de mudanças relevantes na arquitetura definida.

- **Resiliência**: os sistemas definidos na arquitetura devem prevenir a propagação de erros ou alterar seu comportamento visando o correto funcionamento da aeronave.
- **Autonomia**: sistemas que permitam que a aeronave opere com o menor nível possível de intervenção humana.

Nesse contexto, estabelecemos como meta atingir os seguintes objetivos específicos:

1. Desenvolver um sistema de controle de missão, baseado no MOSA, que inclua comportamentos reativos. Por exemplo, algoritmos que quando incorporados ao MOSA possibilitem tomadas de decisão em tempo real, levando a alteração da missão original a partir de novos dados obtidos pelo sensoriamento da aeronave.
2. Desenvolver um sistema de segurança de voo, baseado no IFA, capaz de lidar de forma robusta com diferentes tipos de falhas na aeronave. Por exemplo, algoritmos de replanejamento que quando incorporados, permitam o pouso da aeronave, em caso de situação crítica, assim como, sistemas para detecção e prevenção de falhas.
3. Possuir a capacidade de trocar módulos da arquitetura de forma transparente, tornando a arquitetura *Plug and Play* (P&P), na qual componentes, como diferentes modelos de aeronaves, pilotos automáticos, computadores de bordo, planejadores de missão e replanejadores de rotas emergenciais, possam ser trocados sem grandes alterações no hardware e software.
4. Avaliar o comportamento da arquitetura desenvolvida em experimentos utilizando simulador de voo, simulação *Software-In-The-Loop* (SITL), simulação *Hardware-In-The-Loop* (HITL) e voos reais.

1.5 Contribuições e Limitações

As contribuições com o desenvolvimento da presente tese são: (i) a obtenção de uma arquitetura de hardware e software para VANTs de baixo custo que possibilite a aeronave ter um alto grau de autonomia; (ii) a capacidade de executar algoritmos de forma rápida e com habilidade de realizar tomadas de decisão com intervenção mínima do piloto em solo; (iii) a divulgação do sistema autônomo de forma *open-source*, permitindo que toda a comunidade possa fazer uso desse sistema; (iv) a obtenção de uma plataforma embarcada para testes capaz de incorporar: algoritmos de planejamento de missão; algoritmos de replanejamento de rotas; algoritmos de fusão de sensores e coleta de dados em *logs* de voos para extração de conhecimento.

Este trabalho apresenta também algumas limitações, como: (i) a aeronave precisa conhecer o cenário de voo, já que qualquer eventual mudança no cenário pode afetar os resultados dos algoritmos de planejamento; (ii) a dificuldade inerente à realização de experimentos reais em

campo, pois se trata de uma tarefa complexa que demanda tempo e disponibilidade de recursos financeiros.

1.6 Organização do Texto

A organização deste documento foi subdividida da seguinte forma:

- **Capítulo 2:** expõe uma revisão dos principais conceitos envolvidos;
- **Capítulo 3:** apresenta uma revisão dos principais trabalhos relacionados;
- **Capítulo 4:** apresenta os modelos de referência MOSA e IFA;
- **Capítulo 5:** define o problema abordado e sua modelagem;
- **Capítulo 6:** apresenta a arquitetura do sistema proposto;
- **Capítulo 7:** mostra a metodologia a ser utilizada;
- **Capítulo 8:** apresenta os sistemas desenvolvidos neste trabalho;
- **Capítulo 9:** mostra os resultados experimentais obtidos;
- **Capítulo 10:** encerra esta tese apontado as conclusões e os trabalhos futuros;
- **Apêndice A:** apresenta um conjunto de arquivos de entrada e saída utilizados.

CAPÍTULO

2

CONCEITOS FUNDAMENTAIS

“ A resposta certa, não importa nada: o essencial é que as perguntas estejam certas. ”

Mario Quintana

2.1 Considerações Iniciais

Este capítulo apresentará os conceitos fundamentais necessários a compreensão deste trabalho. O capítulo está dividido em 15 seções que são: Veículos Aéreos Não Tripulados (VANTs); componentes básicos de um VANT; estações de controle de solo; simuladores de voo; pilotos automáticos; *companion computers*; aviônicos; sensores e atuadores da aeronave; Dronekit; simulações *software-in-the-loop*; simulações *hardware-in-the-loop*; tipos de arquiteturas de controle; localização, mapeamento e navegação; tolerância à falhas; e autonomia em sistemas robóticos. Os temas escolhidos para este capítulo têm como objetivo fornecer informações ao leitor, até mesmo àquele pouco conhecedor de temas aeronáuticos, para a compreensão desta tese.

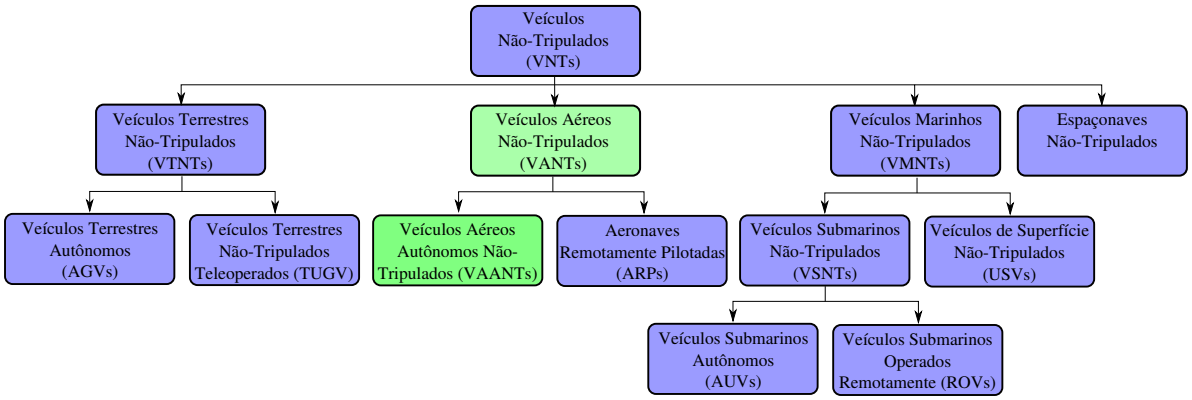
2.2 Veículos Aéreos Não Tripulados

A Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC) define VANT ou *drone* como sendo “Aeronave projetada para operar sem piloto a bordo e que não seja utilizada para fins meramente recreativos” (ANAC, 2012a, pág. 3). Essas aeronaves podem ser controladas à distância por meios eletrônicos e computacionais, por pessoas e por piloto automático (LEITE, 2013, pág. 4). Segundo ANAC (2012b, pág. 3), os VANTs necessitam de infraestrutura remota para sua operação por não possuírem piloto a bordo. Essa infraestrutura compõe o que se denomina Sistema de Veículo Aéreo Não Tripulado (SisVANT). O SisVANT é formado pelo veículo aéreo, os componentes necessários à decolagem, voo e pouso do veículo, os meios utilizados na realização da missão, a estação de pilotagem remota, os meios para comunicações e controle, a carga útil, entre outros. Este trabalho se encaixa na categoria de SisVANT, em que será projetada

a arquitetura que permite a realização de voos autônomos, no entanto, a fim de obter uma maior simplicidade, a notação de VANT será utilizada nesta tese.

O contexto em que se insere os VANTs, analisado nesta tese, pode ser melhor compreendido a partir do panorama geral de veículos não tripulados, apresentado na classificação da Figura 1. Um Veículo Não Tripulado (VNT) é um veículo que pode andar, voar, navegar pelo mar ou pelo espaço sem piloto a bordo. Diante de cada uma dessas capacidades, podemos subdividir ainda mais esses veículos. Um VNT capaz de andar sobre a superfície da terra é um Veículo Terrestre Não Tripulado (VTNT). Os VTNTs podem ser subdivididos em autônomos e operados remotamente. Um veículo capaz de navegar sobre ou abaixo da superfície da água é um Veículo Marinho Não Tripulado (VMNT). Os VMNT podem ser subdivididos conforme operam sobre ou abaixo da água e de acordo com sua autonomia. Um VNT que pode navegar pelo espaço sideral é uma Espaçonave Não Tripulada. Um VNT que pode voar é um Veículo Aéreo Não Tripulado (VANT), pode ser subdividido em duas categorias principais: Aeronave Remotamente Pilotada (ARP) e Veículo Aéreo Autônomo Não Tripulado (VAANT). Tendo esse panorama em mente, esta tese delimita como objeto de pesquisa os VANTs com o objetivo de aumentar seu nível de autonomia, aproximando-se, assim, dos VAANTs. Conforme irá se observar, a arquitetura projetada nesta tese não é restrita ao ambiente de VANTs, podendo, dessa forma, ser adaptada aos contextos de VTNTs e VMNTs.

Figura 1 – Classificação dos veículos não tripulados.



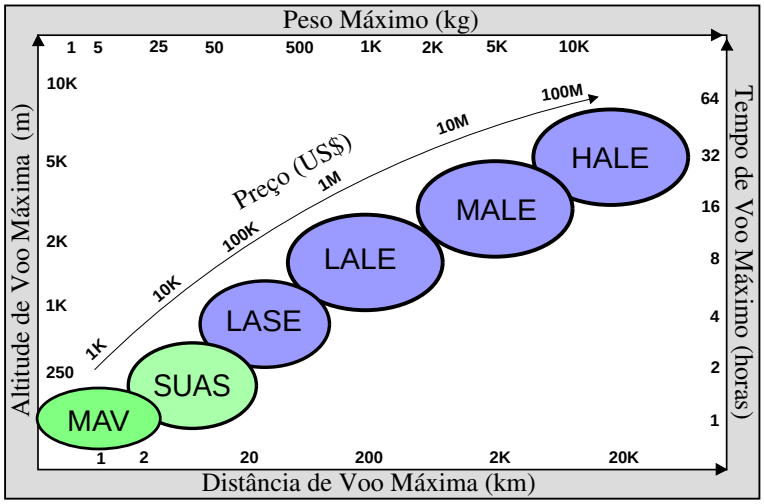
Fonte: Adaptada de IndiaMart (2017).

A classificação apresentada agrupa os VNTs conforme o local em que operam: terra, ar, água e espaço. Ela faz o agrupamento também, de acordo com a sua autonomia: operados remotamente e autônomos. Muitas outras formas de classificação poderiam ser feitas, como por exemplo, subdivisão dos VNTs em autônomos, semi-autônomos e rádio controlados. Pensando nos VANTs, eles poderiam ser organizados baseados em: massa, dimensão, altitude de voo, distância de voo, tempo de voo, tipo de aplicação, tipo de sustentação, tipo de decolagem/pouso, como abordado em Weatherington e Deputy (2005), Gambold (2011), Carvalho, Bueno e Modesto (2014). A Figura 2 mostra uma classificação adaptada de Watts, Ambrosia e Hinkley

(2012), Heffner e Foucher (2017), que agrupa os VANTs conforme a massa, altitude de voo, distância de voo e tempo de voo. Nessa figura, a sigla HALE representa *High Altitude, Long Endurance*, a sigla MALE significa *Medium Altitude, Long Endurance*, LALE quer dizer *Low Altitude, Long Endurance*, LASE remete a *Low Altitude, Short Endurance*, SUAS representa *Small Unmanned Aircraft System* e MAV indica *Micro Aerial Vehicle*. Como exemplos de veículos nessas categorias temos: o RQ-4 Global Hawk que custa cerca de US$131,00 milhões, voa a altitude de 18.000 metros por mais de 34 horas, pesa 14.000 kg e atinge a distância de aproximadamente 22.000 km, sendo assim, classificado como HALE [1]; o MQ-1 Predator custa por volta de US$20,00 milhões, voa a altitude de 7.600 metros, capaz de voar mais de 24 horas, pesa 1.020 kg e alcança a distância de aproximadamente 1.100 km, sendo assim, um exemplo de MALE [2]; o ScanEagle custa cerca de US$3,20 milhões, voa a altitude de 4.572 metros por mais de 24 horas, pesa 18 kg e atinge a distância de aproximadamente 100 km, sendo assim, um LALE [3]; o RQ-20 Puma custa por volta de US$250,00 mil, voa a altitude de 152 metros por até 3 horas, pesa 6,3 kg e alcança a distância de aproximadamente 20 km classificado, portanto, como LASE [4]. Todas essas aeronaves citadas são utilizadas, principalmente, em aplicações militares. As Figuras 3a, 3b, 3c e 3d apresentam os VANTs mencionados.

A proposta apresentada nesta tese abrange as categorias de MAV e SUAS, no entanto pode ser expandida também as demais classificações. Os veículos dessas categorias, em geral, são mais baratos e são empregados em aplicações civis, os demais veículos são mais caros e costumam ser utilizados em aplicações militares. As Figuras 3e e 3f apresentam os VANTs Arara e Ararinha, pertencentes as categorias SUAS e MAV, respectivamente.

Figura 2 – Classificação dos VANTs conforme: massa, altitude, distância e tempo de voo.



Fonte: Adaptada de Watts, Ambrosia e Hinkley (2012), Heffner e Foucher (2017).

[1] <http://www.af.mil/About-Us/Fact-Sheets/Display/Article/104516/rq-4-global-hawk/>
[2] <http://www.af.mil/About-Us/Fact-Sheets/Display/Article/104469/mq-1b-predator/>
[3] <http://www.boeing.com/history/products/scaneagle-unmanned-aerial-vehicle.page>
[4] <https://www.avinc.com/uas/view/puma>

Figura 3 – Exemplos de VANTs de acordo com sua categoria.

(a) RQ-4 Global Hawk (HALE).

(b) MQ-1 Predator (MALE).

(c) ScanEagle (LALE).

(d) RQ-20 Puma (LASE).

(e) Arara (SUAS).

(f) Ararinha (MAV).

Fonte: Grumman (2019), AirforceTechnology (2019), Boeing (2019), AeroVironment (2019), ArmamentoDefesa (2019), GISA (2019).

Os VANTs vêm sendo utilizados em diversas áreas de aplicação como: agricultura de precisão (XUE *et al.*, 2016; ALSALAM *et al.*, 2017); monitoramento/inspeção (DOSHI *et al.*, 2015; HALLERMANN; MORGENTHAL; RODEHORST, 2015); busca e resgate (BROWN; ESTABROOK; FRANKLIN, 2011); mapeamento/levantamento (NEX; REMONDINO, 2014); sensoriamento remoto (ROYO *et al.*, 2017); controle de trajetória/auxílio a navegação (PRODAN *et al.*, 2013; RAMASAMY *et al.*, 2016); combate a incêndios (SUJIT; KINGSTON; BEARD, 2007); transporte de pacotes (AMAZON, 2018b); pesquisa acadêmica (KIM *et al.*, 2013); segurança pública; ecologia; cinematografia; atividades militares; entre outras.

Sobre a aplicação/missão executada pela aeronave dois conceitos importantes podem ser estabelecidos:

- **Aplicações Ativas**: são missões que necessitam que a aeronave interfira no meio ambiente coletando ou trocando algum tipo de material. Como exemplos dessas aplicações, podemos citar: pulverização sobre cultivo; combate a incêndios; busca e resgate; e lançamento de projéteis.

- **Aplicações Passivas**: são missões em que a aeronave não interfere no meio ambiente de forma direta, ou seja, coletando ou trocando algum tipo de material. As interferências são apenas indiretas como som e liberação de gases combustíveis. Como exemplos dessas aplicações podemos citar: filmagem/cinematografia; mapeamento/levantamento; sensoriamento remoto; e monitoramento/inspeção.

Os autores Pastor, Lopez e Royo (2007), Austin (2010) definiram algumas situações em

que os VANTs apresentam vantagens sobre as aeronaves tripuladas para a realização de missões denominadas “D-cube”, ou ainda, *Dull, Dirty and Dangerous* (DDD). Abaixo, estão definidas cada uma das situações:

- **D - *Dull* [missões entediantes]**: em geral relacionadas com vigilância, de longa duração e que podem levar a tripulação da aeronave à fadiga e à perda de concentração, contribuindo para uma menor eficácia da missão;

- **D - *Dirty* [missões sujas]**: aquelas em que existem a possibilidade de contaminação, como por exemplo, o sobrevoo de uma usina nuclear com vazamento radioativo ou áreas afetadas por contaminação biológica. A pulverização de culturas agrícolas com produtos químicos tóxicos é uma área de aplicação em que VANTs têm exercido constantes contribuições;

- **D - *Dangerous* [missões perigosas]**: aquelas em que a tripulação é constantemente submetida à situações que colocam em risco vidas humanas, geralmente presente em aplicações militares.

Nesta pesquisa, foram utilizados três VANTs, dois de asa rotativa (iDroneAlpha e iDroneBeta) e outro de asa fixa (Rascal 110). A Figura 4 mostra quatro VANTs. O iDroneAlpha e iDroneBeta são quadricópteros utilizados nos experimentos de voos reais durante essa tese. O Rascal 110 é um VANT de asa fixa utilizado nos experimentos de simulação. O Ararinha é uma iniciativa aberta, que teve origem em um projeto no SSC/ICMC/USP e possui informações de montagem disponibilizadas no site do Grupo de Interesse em Sistemas Autônomos e Aplicações (GISA) em GISA (2017). A aeronave Rascal 110 foi utilizada nesta pesquisa dentro do simulador de voo, pois não existe uma modelagem do Ararinha no simulador de voo utilizado. As principais especificações técnicas das aeronaves iDroneAlpha, iDroneBeta, Rascal e Ararinha encontram-se na Tabela 1.

Figura 4 – Veículos aéreos não tripulados utilizados.

(a) iDroneAlpha. (b) iDroneBeta. (c) Rascal 110. (d) Ararinha.

Fonte: SIGPlanes (2017), MTBSAE (2017).

[5] N/D representa um dado Não Disponível

Tabela 1 – Especificações técnicas das aeronaves iDroneAlpha, iDroneBeta, Rascal 110 e Ararinha.

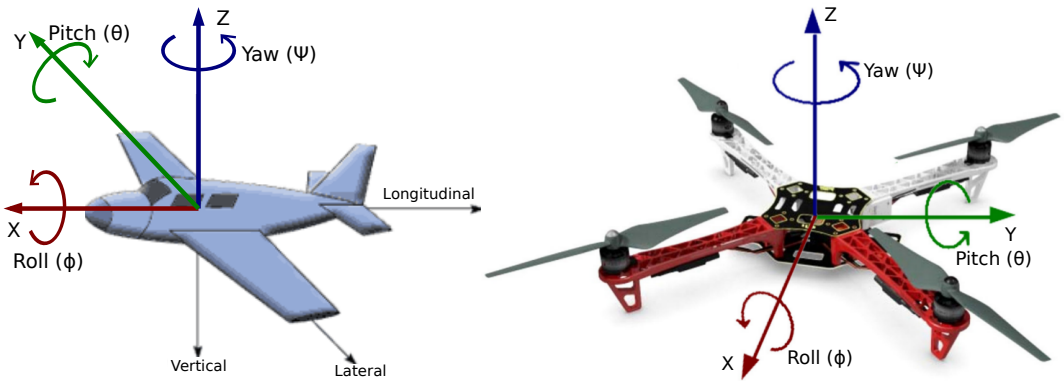
Característica/Aeronave	iDroneAlpha	iDroneBeta	Rascal 110	Ararinha
Frame	F450	S500	N/D[5]	N/D
Envergadura/Largura	0,57 m	0,60 m	2,79 m	1,90 m
Comprimento	0,55 m	0,58 m	1,92 m	1,15 m
Altura	0,32 m	0,32 m	0,61 m	0,42 m
Potência elétrica	N/D	N/D	1600 W	740 W
Peso	1,06 kg	1,14 kg	4,99 kg	2,83 kg
Payload	0,40 kg	0,40 kg	0,91 kg	0,60 kg
Tipo de Asa	Asa Rotativa	Asa Rotativa	Asa Fixa	Asa Fixa
Tempo de voo	7 minutos	7 minutos	23 minutos	15 minutos

Fonte: SIGPlanes (2017), MTBSAE (2017).

2.3 Componentes Básicos de um VANT

Os VANTs, em geral, são compostos por um conjunto de partes como: moldura ou *frame*, motor(es), hélice(s), controlador(es) do(s) motor(es), servo(s) motor(es) e bateria. O *frame* nada mais é do que o chassi da aeronave em que se encontraram os demais componentes. O motor, em geral, *brushless* de corrente contínua é o responsável pela propulsão necessária ao VANT. A hélice é a responsável pela sustentação da aeronave no ar. O controlador de motor, também chamado de *Electronic Speed Controller* (ESC), é o responsável por controlar motores do tipo *brushless*. Os servos motores, em geral, são utilizados em aeronaves de asa fixa para fazer o controle do *aileron*, leme e profundor. A bateria é a responsável por alimentar todo o sistema elétrico a bordo da aeronave.

Figura 5 – Ângulos de rotação e eixos principais do VANT.



(a) Aeronave de Asa Fixa. (b) Aeronave de Asa Rotativa.

Fonte: Adaptada de Novatel (2019), Reséndiz e Rivas-Araiza (2016).

Alguns outros componentes como piloto automático, computador de bordo, módulo GPS, bússola, módulo de telemetria, receptor do controle de rádio e *power module* também são importantes na composição do VANT, entretanto esses componentes serão melhor discutidos nas Seções 2.6, 2.7 e 2.8.

Além dos componentes destacados, é importante conhecer os principais eixos e tipos de movimentos de rotação do VANT. Podemos subdividir a aeronave em três eixos principais: Longitudinal, Lateral e Vertical. Sobre cada um desses eixos, a aeronave pode executar um movimento de rotação: *roll*, *pitch* e *yaw*. A Figura 5 mostra os ângulos de rotação do VANT, assim como seus eixos principais.

2.4 Estações de Controle de Solo

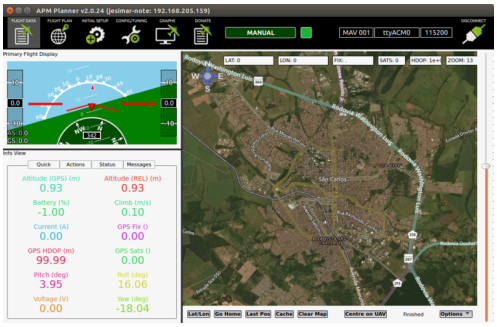
Uma Estação de Controle de Solo (GCS, do inglês *Ground Control Station*) é uma aplicação que executa sobre um computador, *tablet* ou celular localizado em solo, e se comunica com o VANT através de um sistema de telemetria *wireless* (ARDUPILOT, 2017b). Esse software possui uma interface em que se pode planejar, editar, salvar, carregar e acompanhar a missão do VANT em tempo real. A GCS pode também ser utilizada para carregar o *firmware* do piloto automático na controladora de voo, visualizar os *logs*, controlar o voo, atualizar os comandos e as configurações de parâmetros da aeronave. A maioria das estações inclui informações sobre o *status* do VANT e permite enviar comandos para a aeronave (PEREZ *et al.*, 2013). As estações Mission Planner, APM Planner 2, QGroundControl (QGC), MAVProxy e LibrePilot foram avaliadas neste trabalho e suas telas estão ilustradas na Figura 6.

Essas GCS foram analisadas e as principais características levantadas são listadas na Tabela 2. Todos os códigos-fonte são abertos e estão disponíveis para *download* no GitHub sob a Licença Pública Geral (GPL, do inglês *General Public License*). Todas as estações são multiplataforma, com exceção da Mission Planner, que é exclusiva para ambiente Windows (Win.). Todas as estações, exceto o MAVProxy, operam sobre avião (**P** - *Plane*), multirotor (**C** - *Copter*) e veículo terrestre (**R** - *Rover*). Dentre todas essas ferramentas, a Mission Planner é a que possui mais funcionalidades e opções disponíveis, além de ser a estação mais antiga. Outras características presentes em todas as estações estudadas são o fato de serem compatíveis com o protocolo *Micro Air Vehicle Link* (MAVLink) (MAVLINK, 2019), possuírem uma vasta comunidade de desenvolvedores ativos (contribuidores) e muitos *forks* dos projetos no GitHub indicando o potencial dessas GCSs.

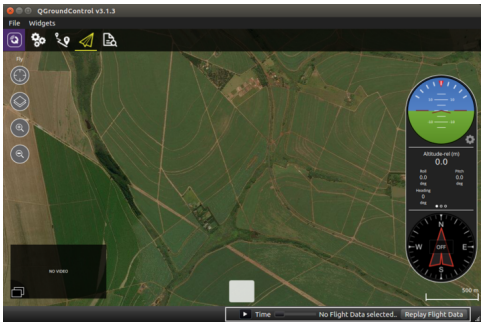
A estação QGroundControl possui a vantagem de dar suporte a simulações *Software-In-The-Loop* (SITL) e *Hardware-In-The-Loop* (HITL). O Mission Planner descontinuou as simulações HITL, dando suporte apenas a SITL. A estação QGroundControl possui a desvantagem de dar suporte completo somente a pilotos automáticos Pixhawk. O Mission Planner dá suporte a pilotos automáticos Pixhawk e *ArduPilot Mega* (APM). Tanto o Mission Planner quanto o QGroundControl dão suporte aos dois principais *firmwares* existentes de piloto automático PX4 e Ardupilot.

Figura 6 – Estações de controle de solo avaliadas.

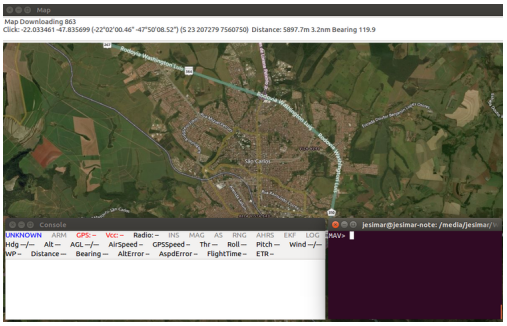
(a) Mission Planner.



(b) APM Planner 2.0.



(c) QGroundControl.



(d) MAVProxy.

(e) LibrePilot.

Fonte: Elaborada pelo autor.

Este trabalho utiliza o Mission Planner, principalmente, para fazer a atualização do *firmware* antes de executar os experimentos reais, devido a sua alta confiabilidade e quantidade de recursos. Nos experimentos SITL e HITL, serão utilizadas as estações QGroundControl e MAVProxy. Essa escolha se deu pelo fato de ambas possuírem as funcionalidades SITL e HITL

6 <http://ardupilot.org/planner>
7 <https://github.com/ArduPilot/MissionPlanner>
8 <http://ardupilot.org/planner2>
9 <https://github.com/ArduPilot/apm_planner>
10 <http://qgroundcontrol.com>
11 <https://github.com/mavlink/qgroundcontrol>
12 <http://ardupilot.github.io/MAVProxy>
13 <https://github.com/ArduPilot/MAVProxy>
14 <https://www.librepilot.org>
15 <https://github.com/librepilot/LibrePilot>

Tabela 2 – Comparações entre as estações de controle de solo avaliadas.

Característica/GCS	Mission Planner	APM Planner 2	QGroundControl	MAVProxy	LibrePilot
Ano de Lançamento	2010	2013	2013	2012	2015
Ano da Última Versão	2018	2018	2018	2019	2016
Versão Avaliada	1.3.44	2.0.24	3.2.4	1.6.1	16.09
Preço	Gratuito	Gratuito	Gratuito	Gratuito	Gratuito
Código-Fonte	Aberto	Aberto	Aberto	Aberto	Aberto
Licença	GPL	GPL	GPL	GPL	GPL
Linguagem	C#	C++ e C	C++ e C	Python	C e C++
Plataforma	Win.	Win., Lin., Mac.	Win., Lin., Mac. Android, iOS	Win., Lin., Mac.	Win., Lin., Mac.
Veículos Suportados	P - C - R	P - C - R	P - C - R	P	P - C - R
Firmwares Suportados	PX4 e Ardupilot	PX4 e Ardupilot	PX4 e Ardupilot	Ardupilot	N/D
Hardwares Suportados	Pixhawk e APM	Pixhawk e APM	Pixhawk	APM	CopterControl, Revolution, Revo Nano, CC3D, Atom, OPLink Mini e Sparky2
Contribuidores GitHub	62	83	150	50	70
Forks no GitHub	1378	376	1417	375	148
Site [Código]	Site[6] [GitHub[7]]	Site[8] [GitHub[9]]	Site[10] [GitHub[11]]	Site[12] [GitHub[13]]	Site[14] [GitHub[15]]

Fonte: Elaborada pelo autor.

bem implementadas e serem fáceis de utilizar. Além disso, elas foram projetadas para o ambiente Linux, plataforma utilizada pela maioria das ferramentas desta tese.

2.5 Simuladores de Voo

Uma simulação pode ser pensada como uma imitação de um processo do mundo real ao longo do tempo (BANKS, 2000). Um simulador de voo é um software que tenta recriar a realidade existente no voo de uma aeronave. Em geral, os simuladores incluem as seguintes características do ambiente: turbulência, mudança do clima e transição do tempo. Eles incluem também características do cenário, tendo boa parte da superfície terrestre mapeada, e da aeronave, apresentando uma grande quantidade de veículos modelados. Três simuladores de voo principais foram avaliados: FlightGear (FG), X-Plane e MicroSoft Flight Simulator (MSFS). Dois simuladores de robótica foram avaliados: MORSE e Gazebo.

O FlightGear é um simulador de voo, codificado principalmente em C++, embora algumas partes sejam desenvolvidas em C. Caracteriza-se por ser multiplataforma, código aberto, lançado com a licença GPL e utilizado em pesquisa acadêmica, educação e entretenimento (FLIGHTGEAR, 2017a; FLIGHTGEAR, 2018). Ele se caracteriza também por possuir uma grande variedade de aeronaves, aeroportos e cenários disponíveis para *download*. Seu desenvolvimento teve como foco principal o realismo e a possibilidade de uso em pesquisas, não sendo voltado para jogos. No entanto, o uso dessa ferramenta exige um conhecimento mínimo de pilotagem, uma vez que, manipular seus controles pode gerar uma dificuldade inicial. O motor de simulação SimGear é utilizado pelo FG, sendo um software para simulações independente do FG (FLIGHTGEAR, 2017c). A Tabela 3 apresenta os principais tipos de veículos presentes

no FG, num total de 391 aeronaves apenas duas são controladas por rádio. O Rascal 110 é uma dessas duas aeronaves descritos nessa tabela. Outra opção é o Cessna 172p que é uma aeronave de asa fixa e se destaca devido ao seu modelo de dinâmica ser bastante realista, todavia não é um VANT, mas sim uma aeronave tripulada. A Figura 7a apresenta uma tela do simulador FG.

Tabela 3 – Características dos modelos de aeronaves disponíveis no FightGear.

Descrição	Quantidade Disponíveis	% Modelos
Aeronave de Asa Fixa	327	83,6%
Aeronave de Asa Rotativa	32	8,1%
Planador	11	2,8%
Veículo Terrestre	8	2,0%
Ficção/Fantasia/Diversão	6	1,5%
Dirigível/Balão	5	1,2%
Controlado Remotamente	2	0,5%
Total	391	100,0%

Fonte: Adaptada de FlightGear (2017d).

Figura 7 – Simuladores de voo avaliados.

(a) FlightGear. (b) X-Plane. (c) Microsoft Flight Simulator.

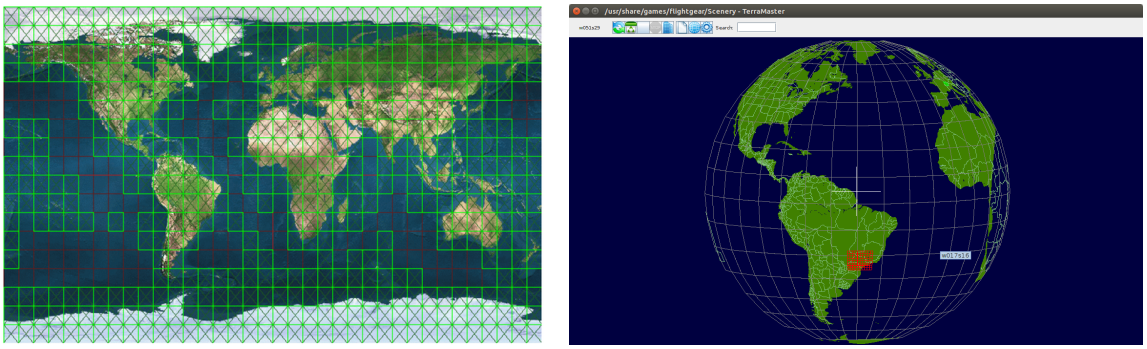
Fonte: X-Plane (2017b), Microsoft (2017).

No FG, existem várias formas de fazer o gerenciamento de cenários, uma delas é manualmente em que as partes do cenário são baixadas pelo usuário. A Figura 8a ilustra um mapa contendo os cenário que pode ser baixado pelo usuário do FG. A outra é automaticamente utilizando a ferramenta TerraMaster que interage com a ferramenta TerraSync e então baixa automaticamente o cenário da internet. A Figura 8b ilustra a ferramenta TerraMaster.

X-Plane, entre todos os simuladores de voo, é o único simulador, credenciado pela Administração Federal de Aviação (FAA, do inglês *Federal Aviation Administration*) para treinamento de pilotos (X-PLANE, 2017a). Esse simulador possui uma alta precisão no modelo de voo, uma grande base de dados de aeronaves e cenários para navegação (X-PLANE, 2017b). A Figura 7 (b) mostra a tela de interface do simulador X-Plane.

Microsoft Flight Simulator (MSFS) é um jogo de computador e também um simulador de voo (MICROSOFT, 2017). Na Figura 7 (c), é apresentada uma tela do simulador de voo MSFS. No ano de 2010 o nome desse simulador mudou para Microsoft Flight. Esse simulador permaneceu em desenvolvimento até 2012, quando foi definitivamente cancelado (WIKIPÉDIA, 2017).

Figura 8 – Gerenciamento de cenários no FlightGear.



(a) Gerenciamento manual de cenários. (b) Gerenciamento utilizando TerraMaster.

Fonte: FlightGear (2017b), FlightGear (2017e).

Os simuladores MORSE e Gazebo também foram brevemente avaliados. Eles foram projetados para robótica em geral, não sendo portanto, específicos para aeronaves. A Tabela 4 traz um resumo de algumas características dos simuladores estudados. Entre essas características se destacam: o ano de lançamento, o ano da última versão, a plataforma em que operam, o tipo de licença, a linguagem de programação utilizada, o preço, entre outras.

Tabela 4 – Comparações entre os simuladores avaliados.

Característica/Simulador	FG	X-Plane	MSFS	MORSE	Gazebo
Ano de Lançamento	1997	1993	1982	2011	2011
Ano da Última Versão	2018	2018	2012	2016	2018
Plataforma	Win., Lin., Mac., FreeBSD, Solaris	Win., Lin., Mac.	Win.	Lin., FreeBSD, Mac.	Win., Lin., Mac.
Licença	GPL	Comercial	Comercial	BSD	Apache 2.0
Código-Fonte	Aberto	Fechado	Fechado	Aberto	Aberto
Linguagem	C++ e C	C e C++	C, C++ e C#	C e Python	C++
Preço	Gratuito	US$60,00[16]	US$16,00[17]	Gratuito	Gratuito
Certificado pela FAA	Não	Sim	Não	Não	Não
Número de Aeronaves	391	40	24	3	6
Número de Aeroportos	+20.000	+18.000	+24.000	N/D	N/D
Tipo de Simulador	Sim. de voo	Sim. de voo	Sim. de voo	Sim. de robótica	Sim. de robótica

Fonte: Elaborada pelo autor.

Nesta tese foi utilizado, principalmente, o simulador FlightGear na etapa de experimentos SITL, pois é um simulador realístico, leve e simples de utilizar. As simulações conduzidas no FG utilizaram o Rascal 110, que é a aeronave com características mais próximas do Ararinha. Diversos modelos de planejadores e replanejadores de rotas, utilizados neste trabalho, foram modelados baseando-se no Ararinha. O X-Plane foi utilizado em alguns experimentos HITL iniciais, posteriormente, foi abandonado. Os experimentos realizados no X-Plane utilizaram o VANT HILStar17f (PIXHAWK, 2017a).

[16] Preço obtido através do site http://www.x-plane.com/desktop/buy-it/
[17] Preço obtido através do site https://www.amazon.com

2.6 Pilotos Automáticos

Um Piloto Automático (AP, do inglês *AutoPilot*) é um controlador de voo capaz de seguir *waypoints* especificados pelo usuário, prover estabilização autônoma e seguir comandos de telemetria (ARDUPILOT, 2017c). De maneira geral, os APs contêm um conjunto de sensores internos como: acelerômetro (acel.), giroscópio (giro.), bússola ou magnetômetro (mag.) e barômetro (baro.). Existem no mercado diversos APs disponíveis. Neste trabalho, seis APs, ilustrados na Figura 9, foram avaliados. Os APs são: Ardupilot APM, Pixhawk versão 1, Naza M versão 2, Intel Aero, Pixhawk versão 2 e Erle-Brain 3. O Ardupilot APM é um projeto de hardware aberto que utiliza um processador AVR 2560 8 bits e suporta até 166 *waypoints*. O controlador de voo Pixhawk v1 é um projeto de hardware aberto que possui um ARM Cortex de 32 bits e suporta até 718 *waypoints*. O controlador de voo Naza M v2 é um projeto de hardware fechado fabricado pela empresa DJI. O Intel Aero é uma placa de computação embarcada que executa o sistema operacional Yocto-Linux e roda nativamente o ArduPilot. O Pixhawk v2 possui um ARM Cortex de 32 bits, além de incluir o suporte a vários sistemas de redundância como GPS, alimentação, acelerômetro, giroscópio, bússola e barômetro. Esse controlador pode incluir também uma placa Intel Edison integrada. O Erle-Brain 3 possui um ARM v8 de 64 bits em seu AP (PXFmini) integrado com um computador embarcado (Raspberry Pi). Um levantamento mais completo sobre diferentes plataformas de controlador de voo foi desenvolvido em Ebeid, Skriver e Jin (2017). Não existe, na literatura, uma diferença clara entre os termos piloto automático e controlador de voo, conforme ressaltado em Ebeid, Skriver e Jin (2017), DroneTrest (2015), dessa maneira, não será feita distinção entre tais termos nesta tese.

Figura 9 – Pilotos automáticos avaliados.

(a) APM v2.8. (b) Pixhawk v1. (c) Naza M v2. (d) Intel Aero.

(e) Pixhawk v2. (f) Erle-Brain v3.

Fonte: Ardupilot (2017a), Pixhawk (2017b), DJI (2017), Intel (2017a), Pixhawk (2017b), ErleRobotics (2017).

A Tabela 5 sintetiza algumas características dos APs avaliados como o tipo de projeto de hardware, a empresa que o desenvolve, o processador embarcado, os tipos de veículos suportados, o preço médio, o Sistema Operacional (SO), as dimensões, o peso, os sensores e as interfaces

disponíveis. Com relação aos tipos de veículos suportados as seguintes notações são utilizadas: operam sobre avião (**P** - *Plane*), multirotor (**C** - *Copter*), veículo terrestre (**R** - *Rover*), antena *tracker* (**A** - *Antena*). O NuttX é um Sistema Operacional de Tempo Real (RTOS, do inglês *Real-Time Operating System*) presente na Pixhawk v1, v2 e Intel Aero. Os APs utilizados se comunicam através do protocolo MAVLink, desse modo, todos os envios de comandos da aplicação MOSA e IFA ou mesmo da GCS e do rádio utilizam esse protocolo. Nesta tese os APs Ardupilot APM e Pixhawk v1 são utilizados por serem mais baratos, facilidade de uso, por possuírem o hardware e código aberto e se adequarem bem a presente tese. Vale lembrar que as versões dos *firmwares* utilizadas na APM e Pixhawk são diferentes, a versão da APM é o Ardupilot 3.2.1, já a versão utilizada na Pixhawk é o Ardupilot 3.5.7 (ArduCopter). A APM não suporta versões acima da 3.2.1, pois não tem memória e recursos de hardware suficientes.

Tabela 5 – Comparações entre os pilotos automáticos avaliados.

Característica/AP	APM	Pixhawk v1	Naza M v2	Intel Aero	Pixhawk v2	Erle-Brain v3
Hardware	Aberto	Aberto	Fechado	Fechado	Aberto	Aberto
Empresa	DIY Drone	3DR	DJI	Intel	3DR	Erle Robotics
Processador	Atmel AVR ATmega-2560	ARM Cortex-M4	N/D	Intel Atom x7-Z8750	ARM Cortex-M4	ARM Cortex-A53
Processador	8 bits	32 bits	N/D	64 bits	32 bits	64 bits
Tipos Veículos	P - C - R - A	P - C - R	C	C	P - C - R	P - C - R
SO	N/A[18]	NuttX	N/D	NuttX e Yocto	NuttX e Yocto	Debian
Dimensão(mm)	70x45x13	81x50x15	45x32x18	88x63x20	94x43x31	95x70x24
Peso	31 g	38 g	27 g	60 g	75 g	100 g
Preço Médio[19]	US$27,00	US$65,00	US$100,00	US$399,00	US$198,00	US$234,00
Sensores	Giro., Acel., Mag., Baro.	Giro., Acel., Mag., Baro.	Giro., Acel., Baro.	Giro., Acel., Mag., Baro.	Giro., Acel., Mag., Baro.	Giro., Acel., Mag., Baro., Gravidade
Interfaces Disponíveis	3xUART, 1xI2C, 1xSPI, 1xμ-USB, 1xTelem, 1xADC, 30xPWM, 1xGPS	5xUART, 2xCAN, 1xI2C, 1xSPI, 1xμ-USB, 2xTelem, 1xADC, 14xPWM, 1xGPS, 1xμ-SD	N/D	3xUART, 1xCAN, 1xI2C, 1xμ-USB, 1xμ-SD, 1xμ-HDMI	5xUART, 2xCAN, 2xI2C, 1xSPI, 1xμ-USB, 2xTelem, 1xADC, 14xPWM, 2xGPS, 1xμ-SD	1xUART, 2xI2C, 4xUSB, 1xμ-USB, 1xADC, 12xPWM, 1xμ-SD, 1xEthernet, 1xHDMI

Fonte: Elaborada pelo autor.

Os APs Intel Aero, Pixhawk v2 e Erle-Brain 3 além de fazerem o papel de controlador de voo também funcionam como um computador de bordo. Existem outras placas no mercado que atuam de forma semelhante, como por exemplo, o NAVIO+ que integra um AP e uma Raspberry Pi 2, o NAVIO2 que integra um AP e uma Raspberry Pi 3, o Erle-Brain 1 que integra um AP e uma BeagleBone Black (BBB), o Erle-Brain 2 que integra um AP e uma Raspberry Pi 2, o PixHawk Fire Cape (PXF) é um AP que integra uma BBB.

[18] N/A representa um dado que Não se Aplica
[19] Preços obtidos através dos sites www.amazon.com, erlerobotics.com, software.intel.com

O Quadro 1 apresenta os principais modos de voo suportados pelos pilotos automáticos APM e Pixhawk. Durante este trabalho, os seguintes modos foram utilizados nos experimentos: `Guided`, `Auto`, `Loiter`, `AltHold`, `Stabilize`, `RTL`, `Land`, `AutoTune` e `Circle`. Durante os experimentos com voo autônomo, os modos de voo utilizados foram: `Guided` e `Auto`. O `Guided` é utilizado apenas na etapa de decolagem, já o `Auto` é utilizado na realização da missão.

Quadro 1 – Modos de voo suportados pelos pilotos automáticos APM e Pixhawk.

Modo de voo	Tipo de VANT	Precisa de GPS	Descrição do modo de voo
`Guided`	*Copter* e *Plane*	Sim	Segue os *waypoints* definidos pela GCS
`Auto`	*Copter* e *Plane*	Sim	Executa uma missão pré-definida automaticamente
`Loiter`	*Copter* e *Plane*	Sim	Mantém o controle de altitude e posição
`Stabilize`	*Copter* e *Plane*	Não	Mantém auto-nivelamento dos eixos de *roll* e *pitch*
`AltHold`	*Copter*	Não	Mantém o controle de altitude e auto-nivelamento do *roll* e *pitch*
`RTL`	*Copter* e *Plane*	Sim	Retorna acima do local de decolagem, pode incluir o pouso
`Land`	*Copter* e *Plane*	Não	Reduz a altitude até atingir o nível do solo
`AutoTune`	*Copter* e *Plane*	Sim	Procedimento automatizado de calibração de *roll*, *pitch* e *yaw* para melhorar os *loops* de controle
`Circle`	*Copter* e *Plane*	Sim	Automaticamente circunda um ponto a frente do VANT
`Acro`	*Copter* e *Plane*	Não	Mantém controle de atitude, sem auto-nivelamento
`Drift`	*Copter*	Sim	Como o `Stabilize`, mas coordena *roll* e *yaw* como um *plane*
`Flip`	*Copter*	Não	Executa uma manobra de *flip* automaticamente
`PosHold`	*Copter*	Sim	Como no `Loiter`, mas com *roll* e *pitch* manual, quando os *sticks* não são centrados
`Throw`	*Copter*	Sim	Mantém a posição após uma decolagem de arremesso
`SmartRTL`	*Copter*	Sim	Como no `RTL`, mas traça caminho para chegar no *home*
`FlowHold`	*Copter*	Não	Controle de posição utilizando fluxo óptico
`Follow`	*Copter*	Sim	Segue outro veículo
`Manual`	*Plane*	Não	Movimento das superfícies de controle manual
`FlyByWireA`	*Plane*	Não	Os controles de *roll* e *pitch* seguem a entrada do *stick*, até definir limites
`FlyByWireB`	*Plane*	Sim	Como no `FlyByWireA`, mas com controle automático de altura e velocidade
`Cruise`	*Plane*	Sim	Como no `FlyByWireB`, mas com rastreamento do terreno e acompanhamento do terreno
`Training`	*Plane*	Não	Controle manual até o limite do *roll* e *pitch*

Fonte: Adaptada de ArduPilot (2019b), ArduPilot (2019c).

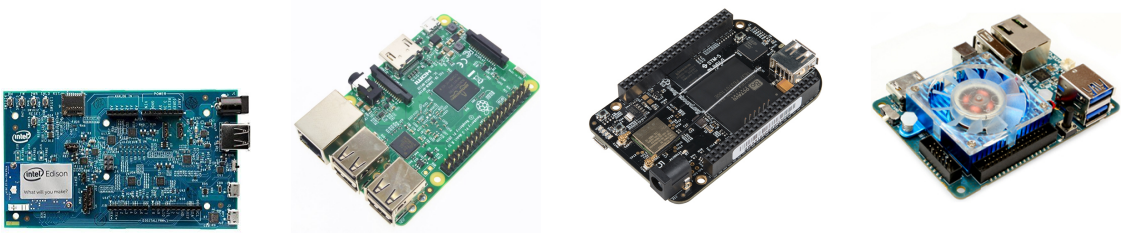
A próxima seção descreve alguns computadores embarcados que se integram ao piloto automático provendo à aeronave a autonomia necessária para o voo.

2.7 Companion Computers

O termo *Companion Computer* (CC) pode ser definido como um computador a bordo da aeronave, que auxilia nas tomadas de decisão durante o voo. O CC, em geral, é um computador de placa única que possui em um único circuito impresso: processador, memória e interfaces de entrada e saída de dados. O computador de bordo se comunica e controla o piloto automático, utilizando os dados obtidos através do protocolo MAVLink para fazer uma tomada de decisão inteligente durante o voo. Como exemplo de processamento a ser realizado a bordo temos: planejar a missão, replanejar a trajetória, tirar fotografia, gravar vídeo, efetuar aspersão, processar imagens, abortar o voo, disparar paraquedas, entre outros.

Atualmente, soluções utilizando *companion computer* estão sendo desenvolvidas e utilizadas por diversos grupos de pesquisa em todo o mundo. As principais comunidades/empresas envolvidas em seu desenvolvimento são: ardupilot.org [20], DroneKit [21], 3D Robotics (3DR) [22], FlytBase [23], DIY Drones [24] e DJI[25]. As principais placas de processamento embarcado utilizadas como CC são: Intel Edison, Raspberry Pi, BeagleBone, ODroid, NVidia Jetson TX1, Intel Aero, FlytPOD, FlytPOD PRO, entre outras. A Figura 10 mostra as placas Intel Edison, Raspberry Pi 3, BeagleBone Black e ODroid XU4.

Figura 10 – Computadores embarcados avaliados.



(a) Intel Edison. (b) Raspberry Pi 3. (c) BeagleBone Black. (d) Odroid XU4.

Fonte: Intel (2017b), Pi (2017), BeagleBoard (2017), Hardkernel (2017).

A Tabela 6 mostra as configurações dos CC analisados, em que podemos ver o ano de lançamento, o processador, o número de núcleos, a frequência, a quantidade de memória RAM, a quantidade de GPIOs, o SO, o preço médio, entre outras. É importante ressaltar que o SO descrito é o sistema *default* da placa, no entanto outros sistemas operacionais podem ser instalados, desde que sejam leves e compatíveis com a arquitetura. A maioria desses SOs embarcados são baseados em Linux. Nas placas Intel Edison, Raspberry Pi e BeagleBone Black, utilizaram-se os seguintes

[20] <http://ardupilot.org>
[21] <http://dronekit.io>
[22] <https://3dr.com>
[23] <https://flytbase.com>
[24] <http://diydrones.com>
[25] <https://www.dji.com>
[26] Preços médios obtidos através do site https://www.amazon.com

Tabela 6 – Comparações entre os *companion computers* avaliados.

Característica/CC	Intel Edison	Raspberry Pi 3	BeagleBone Black	Odroid XU4
Ano de Lançamento	2014	2016	2013	2015
Processador	Intel Atom Z3480	ARM Cortex-A53	ARM Cortex-A8	ARM Cortex-A15 e Cortex-A7
Processador	32 bits	64 bits	32 bits	N/D
Número de Núcleos	*Dual-Core*	*Quad-Core*	*Dual-Core*	*Octa-Core*
Frequência da CPU	500 MHz	1,2 GHz	1,0 GHz	2,0 GHz
Memória RAM	1 GB	1 GB	512 MB	2 GB
Armazenamento eMMC	4 GB	N/D	4 GB	N/D
GPIOs	30	40	92	42
SO *Default*	Yocto	Raspbian	Debian	Ubuntu
WiFi Nativo	Sim	Sim	Sim	Não
Bluetooth Nativo	Sim	Sim	Sim	Não
Dimensão (mm)	127x72x12	85x56x17	86x56x10	82x58x22
Peso	45 g	42 g	40 g	60 g
Preço Médio[26]	US$85,00	US$34,00	US$57,00	US$69,00
Interfaces Disponíveis	1xUSB, 2xμ-USB, 1xμ-SD	4xUSB, 1xμ-USB, 1xμ-SD, 1xEthernet, 1xHDMI	1xUSB, 1xμ-USB, 1xμ-SD	3xUSB, 1xμ-SD, 1xEthernet, 1xHDMI
Cartão μ-SD Equipado	Scan Disk Ultra 64 GB classe 10	Scan Disk Ultra 16 GB classe 10	Scan Disk 16 GB classe 4	N/A

Fonte: Elaborada pelo autor.

SOs Yocto, Raspbian e Debian, respectivamente. O *General Purpose Input Output* (GPIO) é utilizado para entrada e saída de dados dos CC, podendo ser conectados a sensores e a atuadores. Todas as placas analisadas possuem suporte a cartão de memória micro SD. A Intel Edison está equipada com um cartão 64 GB classe 10, a Raspberry Pi 3 está equipada com um cartão 16 GB classe 10, e por fim, a BeagleBone Black está com um cartão 16 GB classe 4.

Este trabalho utiliza os *companion computers* Intel Edison, Raspberry Pi e BeagleBone Black, como forma de processamento a bordo do VANT. Essa escolha se deu basicamente pelo poder de processamento, facilidade de uso, documentação disponível, baixo preço, além de serem placas amplamente consideradas na literatura.

2.8 Aviônicos

Um conjunto de sistemas aviônicos estão presentes no VANT. Por aviônicos, queremos dizer: toda a eletrônica a bordo do avião como, por exemplo, piloto automático, computador de bordo, receptor do controle de rádio, módulo de telemetria e Sistema de Posicionamento Global (GPS, do inglês *Global Positioning System*). Os aviônicos AP e CC já foram tratados nas Seções 2.6 e 2.7, portanto, não serão destacados aqui.

O receptor do controle de rádio, ilustrado na Figura 11a, é responsável por receber os sinais enviados pelo controle de rádio e enviar os comandos para o AP que, em seguida, executará a manobra do comando recebido. O controle de rádio é utilizado para controlar o movimento (*throttle*) e a orientação (*roll*, *pitch* e *yaw*) da aeronave utilizando um sinal *Pulse Width Modulation* (PWM) (EBEID; SKRIVER; JIN, 2017). O controle de rádio (transmissor) utilizado nesta tese é o FlySky FS-i6 com 6 canais operando a 2,4 GHz. Já o receptor de controle

de rádio é o FlySky FS-iA6 operando também a 2,4 GHz.

Outro aviônico importante é o módulo de telemetria *air* ilustrado na Figura 11b. Esse componente é responsável por receber/enviar comandos da GCS para a aeronave e da aeronave para a GCS. Dessa forma, é necessário que um módulo de telemetria *ground* esteja conectado ao computador em solo que executa o software da GCS. O protocolo de comunicação serial MAVLink é utilizado na transmissão dos dados entre a estação de solo e o VANT. O módulo de telemetria da 3DR, operando a 433 MHz e com taxa de transmissão de dados no ar de até 250 kbps, foi utilizado.

O aviônico GPS é um tipo Sistema de Navegação Global por Satélite (GNSS, do ingês *Global Navigation Satellite System*). Esse componente é responsável por dar as coordenadas geográficas da aeronave e a sua orientação (três eixos) através de uma bússola (magnetômetro) interna incluída. O dispositivo GPS está ilustrado na Figura 11c. O módulo GPS ublox NEO-6M e NEO-M8N integrado com bússola é utilizado. O NEO-6M utiliza apenas sinais do sistema GPS americano, já o NEO-M8N utiliza, além dos sinais de GPS americano, sinais do sistema GLONASS, Galileo e BeiDou (UBLOX, 2014; UBLOX, 2016).

O componente *power module* está ilustrado na Figura 11d. Esse componente é responsável por alimentar o AP, fazer medições de tensão e de consumo de corrente elétrica da bateria (ARDUPILOT, 2018). Com esse componente é possível configurar algumas ações, como *Return To Launch* (RTL) utilizando o Mission Planner ou QGroundControl. Ações como essa, são executadas pela aeronave caso a bateria esteja abaixo de um determinado limiar. Este equipamento é utilizado para aumentar a segurança a bordo da aeronave.

Por fim, tem-se o componente alarme de baixa tensão da bateria ilustrado na Figura 11e. Esse componente auxilia o piloto e pessoas em solo a saber se o nível da bateria está abaixo de determinado limiar, caso esteja, um alarme sonoro é disparado. Através desse alarme, as pessoas em solo têm um *feedback* direto, avisando-as que a aeronave pode cair a qualquer momento devido a falta de energia. Outro recurso desse equipamento é um *display* visual indicando a tensão de cada uma das células da bateria.

2.9 Sensores e Atuadores da Aeronave

A aeronave, como mencionada anteriormente, possui diversos sensores internos acoplados ao AP e GPS, como: acelerômetro, giroscópio, barômetro, bússola e GPS. A função de cada um desses sensores na aeronave será discutida nessa seção, exceto o GPS, que foi discutido na seção anterior.

O acelerômetro e giroscópio são sensores inerciais do AP. O acelerômetro mede forças de aceleração e o giroscópio mede forças de rotação. Ao combinar essas medidas, o controlador de voo (AP) é capaz de calcular a atitude atual do VANT. A atitude é orientação no espaço, ou

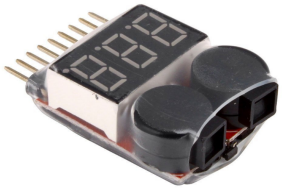
Figura 11 – Componentes aviônicos utilizados.

(a) Receptor do controle de rádio.

(b) Módulo de telemetria *air*.

(c) GPS com bússola.

(d) *Power module*.



(e) Alarme de bateria.

Fonte: FlySky (2017), 3DR (2017, 2017), Ardupilot (2018), Amazon (2018a).

seja, o valor das medidas dos ângulos de *pitch*, *yaw*, *roll* e *heading* (DRONETREST, 2018).

O barômetro é um sensor de pressão utilizado para medir a altitude da aeronave. Esse sensor pode detectar a mudança na pressão do ar, quando o veículo se move apenas alguns centímetros (DRONETREST, 2018). Este dispositivo sofre influências da atmosfera, como posição do sol, nuvens, ventos, temperatura, umidade, vibração, entre outras. Com esse sensor, podemos capturar a altitude relativa e absoluta. Apesar do GPS também informar a altitude da aeronave, o barômetro é um sensor com precisão bem melhor que o GPS (GRAHAM, 2011).

O sensor bússola ou magnetômetro mede a força magnética, assim como uma bússola. Este sensor é importante para os VANTs multi-rotor, porque os sensores do acelerômetro e do giroscópio não são suficientes para permitir que o controlador de voo saiba em que direção o visor está voltado. Em aeronaves de asa fixa, isso é fácil, pois só se pode voar em uma direção (DRONETREST, 2018). Dessa maneira, muitas vezes esse sensor é combinado ao acelerômetro e giroscópio para dar um melhor valor de *pitch*, *yaw*, *roll* e *heading*.

O *power module*, apresentado na seção anterior, pode ser pensado também como um sensor da aeronave, uma vez que, mede a tensão e o consumo de corrente elétrica da bateria. Outros três sensores foram incorporados ao CC, são eles: câmera RGB, sensor ultrassônico e sensor de temperatura. A câmera no espaço de cores RGB é utilizada para registrar o voo, mas também pode fornecer informações úteis para projetar algoritmos auxiliares, que podem detectar situações adversas e auxiliar durante o pouso e decolagem autônomo. O sensor ultrassônico

incorporado poderá ser utilizado durante o pouso e decolagem para detectar a proximidade com o solo com mais precisão do que os atuais sensores barômetro e GPS. O sensor de temperatura poderá auxiliar na detecção de temperaturas elevadas na aeronave, auxiliando em tomadas de decisão emergenciais. Esses sensores serão melhor discutidos ao longo da tese. Alguns outros sensores que podem ser incluídos são: tubo de Pitot, ADS-B, entre outros.

O piloto automático possui um conjunto de sistemas de atuação, como por exemplo, LEDs e *buzzers* que indicam o *status* do AP. Dois sistemas de atuação foram incorporados ao CC, são eles: sistema de *feedback* baseado em *buzzer* e sistema de *feedback* baseado em LED. Tais sistemas serão melhor discutidos ao longo da tese. Alguns outros atuadores que podem ser incluídos são: sistema de paraquedas, sistema pulverizador, entre outros.

2.10 DroneKit

Dronekit é uma biblioteca *open source*, iniciada em 2015, pela empresa 3D Robotics (3DR) e pela comunidade científica para fazer a comunicação entre o computador de bordo e o piloto automático (DRONEKIT, 2018). Essa biblioteca provê uma abstração do protocolo MAVLink, que executa no CC, permitindo enviar comandos ao AP e, assim, controlar o VANT. Dronekit pode ser utilizado para incorporar inteligência ao VANT e processar planejamento de rota, visão computacional e modelagem 3D durante o voo (DRONEKIT, 2018). O Dronekit é compatível com todos os veículos que utilizam MAVLink. Esta biblioteca pode ser executada em Linux, Mac OS X e Windows. Ela é distribuída através da licença Apache versão 2.0 e dá suporte às plataformas Python, Android e Cloud.

Visando um ambiente de testes dos códigos desenvolvidos para controle do VANT, foi criado o ambiente Dronekit-SITL também pela 3DR. Esse ambiente permite testar todos os comandos executados sobre essa API. O ambiente utiliza o simulador de piloto automático ArduPilot SITL, que interpreta os comandos MAVLink e os executa em um ambiente virtual. O Dronekit-SITL suporta atualmente os seguintes veículos: *plane*, *copter* e *rover*.

Um conjunto de trabalhos acadêmicos têm utilizado o Dronekit em que podemos destacar os seguintes Boubeta-Puig *et al.* (2018), Chiaramonte (2018), Perez *et al.* (2018), Yu *et al.* (2018), Yuan, Zhan e Li (2017), Psirofonia *et al.* (2017), Penserini *et al.* (2017), Cavalcante, Bessa e Cordeiro (2017), Choi *et al.* (2016), Zhou *et al.* (2015).

O protocolo MAVLink foi iniciado em 2009 e foi projetado para comunicação com veículos não tripulados de pequeno porte (MAVLINK, 2019). Este protocolo é bastante leve, muito difundido entre os usuários de VANT e é distribuído sob licença LGPL. As mensagens da comunicação são definidas em arquivos *Extensible Markup Language* (XML). O Dronekit utiliza uma implementação desse protocolo chamada, pymavlink[27].

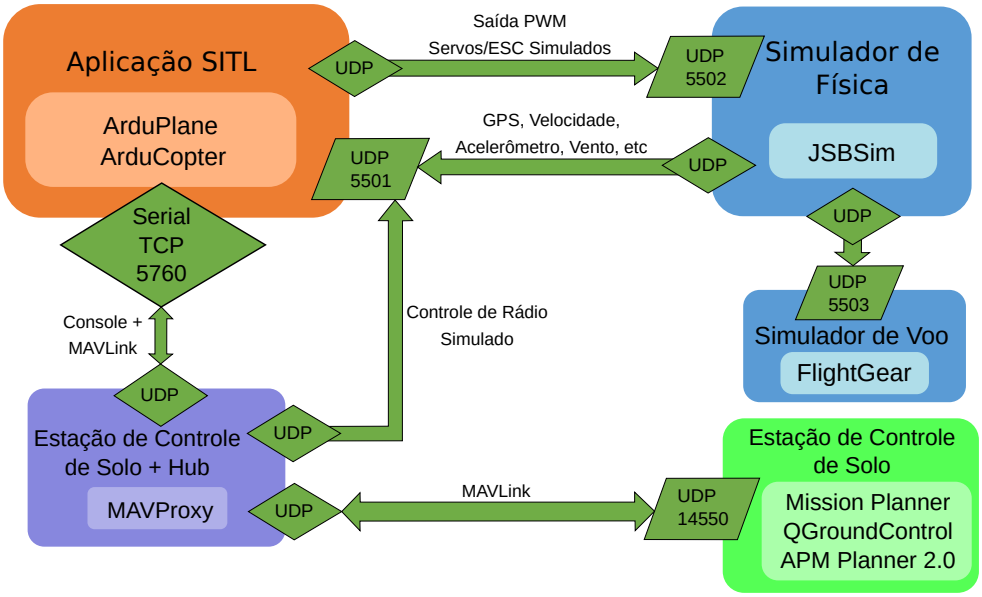
[27] <https://pypi.org/project/pymavlink>

A presente tese utiliza o Dronekit 2.9.1 em Python, executado sobre ambiente Linux. Desse modo, pode-se fazer o controle da aeronave de forma fácil e modularizada com abstração dos comandos MAVLink. O Dronekit-SITL utilizado é a versão 3.2.0.

2.11 Simulação Software-In-The-Loop

Uma simulação *Software-In-The-Loop* (SITL) permite executar missões de VANTs sem nenhum hardware físico. Desse modo, todo o ambiente, hardware da aeronave, hardware do piloto automático e sistema de comunicação são emulados em software (ARDUPILOT, 2017e). A simulação do veículo e do ambiente é feita por um simulador de voo convencional, por exemplo, o FlightGear, enquanto a simulação do hardware do AP e do sistema de comunicação é feita através do ambiente ArduPilot-SITL.

Figura 12 – Esquema da arquitetura de simulação SITL montada.



Fonte: Adaptada de CentMesh (2017).

O ArduPilot-SITL possui uma ampla quantidade de simuladores de veículos incorporados e pode se conectar a vários simuladores externos. Dessa maneira, o SITL pode simular: aeronaves multi-rotor, aeronaves de asa fixa e veículos terrestres. A Figura 12 mostra o funcionamento interno da simulação SITL. Cinco componentes principais podem ser visualizados: aplicação SITL, simulador de física, simulador de voo (opcional), MAVProxy e estação de controle de solo. A aplicação SITL é o mesmo que o ArduPilot-SITL e pode executar os controladores de voo ArduPlane e ArduCopter. O simulador de física utilizado é o JSBSim, que simula o modelo de dinâmica de voo da aeronave. O simulador de voo utilizado é o FlightGear que é apenas um renderizador gráfico para acompanhamento do voo, sendo um elemento opcional. O MAVProxy é uma estação de controle de solo para execução das simulações SITL, além de ser um nó *hub*

para outras estações de controle de solo. Por fim, tem-se que outras GCS mais robustas podem ser conectadas ao MAVProxy para acompanhar o voo.

Duas formas de simulações SITL principais foram realizadas neste trabalho: uma sobre o ambiente ArduPilot-SITL[28], descrita acima, e outra sobre o ambiente DroneKit-SITL[29], bastante semelhante a forma anterior, no entanto não há integração com o FlightGear. A versão do *firmware* do AP utilizada ao fazer os experimentos SITL é o Ardupilot 3.3.0.

2.12 Simulação Hardware-In-The-Loop

Uma simulação *Hardware-In-The-Loop* (HITL) substitui a aeronave e o ambiente por um simulador de voo. Esse simulador deve possuir um modelo de dinâmica de aeronave de alta fidelidade e modelo de ambiente (ARDUPILOT, 2017d). Os componentes piloto automático, telemetria, receptor do controle de rádio, controle de rádio são todos hardwares físicos. Tais elementos de hardware devem estar configurados da mesma forma que para execução de um voo real. Esse tipo de simulação, assim como SITL, auxilia no *debug* de algoritmos reduzindo o risco de uma queda do VANT em testes reais.

Figura 13 – Esquema da arquitetura de simulação HITL montada.

Fonte: Elaborada pelo autor.

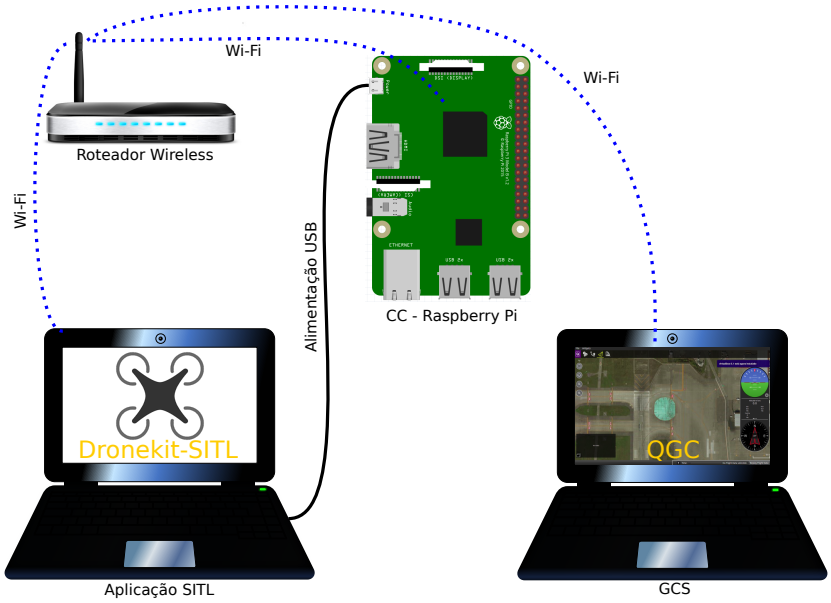
A Figura 13 apresenta um esquema da arquitetura HITL desenvolvida nesta tese. Tem-se um computador executando a estação QGroundControl com um módulo telemetria *ground*. Em outro computador tem-se o simulador de voo X-Plane conectado com o hardware do piloto automático. Integrado ao AP tem-se o módulo de telemetria *air* e o receptor do controle de rádio.

[28] <http://ardupilot.org/dev/docs/sitl-simulator-software-in-the-loop.html>
[29] <http://python.dronekit.io/develop/sitl_setup.html>

Ainda nessa figura, percebemos dois modos de comunicação: um utilizando o controle de rádio a 2,4 GHz e um utilizando a telemetria a 433 MHz. Nessa figura, pode-se pensar que o primeiro computador simula todo o hardware da aeronave e o ambiente, entretanto todo o sistema aviônico dessa aeronave é composto por um hardware físico. O segundo computador funciona como uma GCS, em que monitora-se a missão executada.

Um modelo de simulação HITL estudado foi mostrado acima, em que o AP, o receptor de rádio, o rádio e a telemetria são hardwares físicos. Nesse modelo, não foi incorporado o CC como um hardware físico. Outro modelo de simulação HITL, montado nesta tese, considera, por exemplo, um CC (Raspberry Pi) e dois computadores conectados via Wi-Fi. A Figura 14 apresenta esse segundo modelo de arquitetura HITL. Pode-se pensar, nesse modelo, como uma simulação HITL junto com um SITL, uma vez que o AP é emulado em software. Mais detalhes sobre esse segundo modelo, envolvendo placas como Raspberry Pi, Intel Edison e BeagleBone Black, serão apresentados na Seção 7.5.

Figura 14 – Esquema da arquitetura de simulação HITL com CC.



Fonte: Elaborada pelo autor.

2.13 Arquiteturas de Controle de Robôs

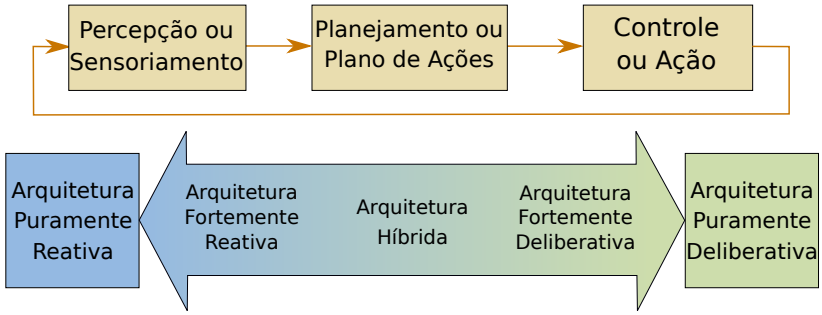
Existem diversas arquiteturas de controle em sistemas robóticos encontradas na literatura, algumas que podemos destacar são: arquitetura reativa, arquitetura deliberativa, arquitetura híbrida. Abaixo, encontra-se uma descrição de cada uma dessas arquiteturas baseada em Jung *et al.* (2005).

- **Arquitetura Reativa**: possui como características principais: a percepção-ação; o modelo sensorial; e a reação imediata. Nessa arquitetura, o robô não tem um objetivo maior estabe-

lecido (planejamento ou plano de ações), ele apenas percebe as informações do ambiente e reage a elas. Esta arquitetura segue o modelo de percepção e controle. Um sistema reativo é bastante útil para implementar comportamentos, como: desviar de obstáculos (reage a presença de um obstáculo) e seguir um objeto (acompanhar um elemento guia).

- **Arquitetura Deliberativa**: possui como características principais: o pré-planejamento; a sequência de ações; e a memória, mapa, planejamento. Nessa arquitetura, o robô tem apenas um plano a ser seguido, porém esse modelo não aceita imprevistos. Esta arquitetura segue o modelo de planejamento e controle. Um sistema deliberativo é bastante útil para implementar comportamentos, como: traçar uma rota (encontrar um caminho entre dois pontos) e executar um plano de ações (sequência de ações para apagar um incêndio).
- **Arquitetura Híbrida**: possui como características principais: planejamento; decisão; deliberação; e reação. Nessa arquitetura, o robô tem um plano global de ações a ser seguido e possui, também, a capacidade de reagir a imprevistos. Esta arquitetura segue o modelo de percepção, planejamento e controle. Um sistema híbrido é bastante útil para implementar comportamentos, como: traçar uma rota reagindo a eventuais imprevistos no ambiente ou no veículo.

Figura 15 – Classificação das arquiteturas de controle em sistemas robóticos.



Fonte: Adaptada de Osório (2014).

A Figura 15 apresenta uma esquema da classificação dessas arquiteturas de controle. A arquitetura proposta nesta tese se encaixa como uma arquitetura híbrida ao apresentar um comportamento tanto deliberativo quanto reativo. O aspecto deliberativo é alcançado com o sistema MOSA efetuando o planejamento da missão. Desse modo, um objetivo global é estabelecido e esse planejamento busca atingi-lo. O aspecto reativo é obtido ao ficar monitorando informações via GCS e então decidir trocar/atualizar o plano da missão com o sistema MOSA adaptativo. O sistema IFA também entra no sistema como uma forma de reação, ao decidir atualizar a rota de voo, baseado em dados dos sensores internos, para uma rota emergencial, ou fazer um pouso vertical, ou ainda, um RTL.

Ao se pensar na execução de missões pré-planejadas, utilizando ferramentas como Mission Planner, apenas o aspecto deliberativo é obtido. Dessa maneira, o VANT apenas faz o

controle dos motores de forma a seguir os *waypoints*, uma vez que a aeronave não é capaz de reagir e atualizar o plano da missão.

2.14 Localização, Mapeamento e Navegação

Na robótica móvel existem três grandes problemas que são localização, mapeamento e navegação (WOLF *et al.*, 2009). O primeiro problema busca descobrir, utilizando algum sistema de medida/métrica, qual a localização do robô. O segundo problema busca fazer o robô conhecer/mapear o cenário em que está inserido, identificando, por exemplo, onde estão os obstáculos. Por fim, o problema de navegação busca fazer o robô planejar uma rota e executá-la sem colidir com obstáculos.

No contexto abordado nesta tese, a aeronave realiza seus voos em espaço aberto (*outdoor*), consequentemente, o primeiro problema já está bem resolvido através do GPS. Esse equipamento obtém a localização da aeronave com um erro de precisão, em geral, é inferior a 1,5 metros. Existem outros trabalhos como Teulière, Marchand e Eck (2015), Wang *et al.* (2013) que fazem a localização de VANTs em ambientes *indoor* (sem GPS), todavia esse tipo de cenário foge ao escopo desta tese.

O segundo problema é o mapeamento do ambiente, este trabalho o resolve através do carregamento do mapa no computador de bordo da aeronave. Esse mapa contém, previamente cadastradas, as regiões de interesse da missão conforme estabelecido pelo projetista. Essa estratégia funciona bem, pois o espaço em que a aeronave sobrevoa, em geral, é esparso, ou seja, possui poucos obstáculos. A Seção 7.4 detalha melhor como é feita a etapa de mapeamento do cenário em que serão realizados os voos.

Este trabalho preocupa-se em resolver uma parte do terceiro problema, que é a navegação. De acordo com Lin, Mu e Takase (2006), o processo de navegação é composto pelos seguintes componentes: mapeamento, localização, planejamento de rotas e desvio de obstáculos. Este trabalho busca construir um sistema que gerencie diversos aspectos da aeronave e que faça o planejamento de rotas com desvio de obstáculos de forma autônoma. A plataforma autônoma proposta lida também com outras questões, além da navegação, mapeamento e localização. Algumas das questões tratadas são: gerenciamento da missão (tirar fotografias, fazer filmagem da região, fazer pulverização) e gerenciamento de segurança (evitar danos a pessoas em solo e a aeronave).

2.15 Tolerância à Falhas

Uma falha é definida como uma mudança inesperada, que leva a um comportamento indesejável do sistema (MAGRABI; GIBBENS, 2000). Em geral, a literatura, como em Weber (2003), apresenta três conceitos importantes que são: falha, erro e defeito. A falha é definida

como a causa física ou algorítmica do erro. Por sua vez, a falha pode levar o sistema ao estado de erro. Finalmente, um defeito é definido como um desvio da especificação e é obtido a partir do estado de erro. Falhas estão associadas ao universo físico, erros ao universo da informação e defeitos ao universo do usuário (WEBER, 2003).

A partir desses conceitos, pode-se pensar em construir um sistema que seja capaz de se recuperar de falhas, ou seja, um sistema em que, mesmo que ocorra uma falha, não permita que ela leve o comportamento do sistema a um estado de defeito. A área de Tolerância à Falhas lida exatamente com isso. Segundo Weber (2003), uma das principais maneiras de se implementar a tolerância à falhas é através de redundância, que pode ser obtida através de:

- Redundância de informação;
- Redundância de tempo;
- Redundância de hardware;
- Redundância de software.

A redundância de informação pode ser provida por códigos de correção de erros. Esta pode ser implementada através do aumento do número de bits, sendo portanto, uma forma de redundância de informação (WEBER, 2003). A redundância de tempo repete a computação no tempo. Dessa maneira, evita o custo de hardware adicional, aumentando o tempo necessário para realizar um processamento. É utilizada em sistemas em que o tempo não é crítico, ou em que o processador trabalha com ociosidade (WEBER, 2003).

A redundância de hardware aplicada ao contexto de VANTs pode ser obtida das seguintes formas: redundância de AP, de GPS, de IMU, de acelerômetro, de barômetro, de giroscópio, de bateria, de computador de bordo, entre outras. O autor Andersson (2013) apresenta um sistema de tripla redundância de APs, mais especificadamente o EasyPilot 3.0, aplicado a um VANT de asa fixa. O trabalho Kim e Sukkarieh (2003) apresenta um sistema com redundância de GPS, utilizando dois dispositivos em uma aeronave de asa fixa de pequeno porte. O trabalho de Osman *et al.* (2006) integra um sistema com redundância da Unidade de Medição Inercial (IMU, do inglês *Inertial Measurement Unit*) ao utilizar dois dispositivos IMU, trabalhando em conjunto.

Atualmente, já existem algumas soluções comerciais com redundância de AP, como o GEMINI[30]. Este sistema funciona com dois APs trabalhando em conjunto, cada piloto tem sua própria IMU, GPS e bússola. Caso o AP mestre apresente problemas, então o sistema troca automaticamente para o AP escravo. Esse sistema suporta no máximo 256 *waypoints* e apenas veículos multi-rotores. O preço desse sistema é de aproximadamente US$1919,00[31].

[30] <https://www.zerotech.com/en/GEMINIen.html>
[31] <https://www.fpvmodel.com/zero-uav-gemini-autopilot-dual-redundancy-autopilot-for-multi-rotors_g480.html>

Outra solução de mercado para AP com redundância é o MicroPilot MP2128^{3X}[32]. Neste caso, temos uma redundância tripla em uma única placa. Este sistema conta com um arranjo triplo redundante de sistemas similares de software e hardware. O sistema possui um mecanismo de votação robusto utilizado para seleção de piloto automático. Se qualquer um dos três sistemas falhar, os dois restantes assumem, oferecendo um arranjo de redundância dupla. Se um dos outros dois sistemas falhar, o terceiro assume. Um mecanismo adicional também está incluído para supervisionar esses três sistemas. O preço desse produto é bastante alto com valores a partir de US$14.355,00 até US$21.975,00[33].

Algumas outras soluções de mercado com redundância de hardware são encontradas no drone DJI Matrice 600 Pro[34], que incorpora redundância tripla de GPS e IMU, entretanto, tais soluções possuem um alto custo, cerca de US$8.599,00. Os pilotos automáticos Pixhawk suportam redundância com até dois GPS conectados, um deles utilizando a entrada serial[35]. O Pixhawk 2 suporta nativamente dois GPS conectados. Nessas placas, existem dois modos de configuração, um utilizando o GPS com maior número de satélites visíveis e outro mais recente, que combina os dados de ambos os dispositivos GPS. O Pixhawk 2 suporta redundância também ao incorporar 3 acelerômetros, 3 giroscópios, 3 magnetômetros e 2 barômetros[36],[37].

Alguns dispositivos para redundância de bateria também já estão disponíveis no mercado como o Auvidea P10[38], que permite a incorporação de duas baterias com características diferentes. Essa redundância visa aumentar o tempo de voo e garantir a alimentação em caso de falha de uma delas. O preço desse dispositivo é de aproximadamente US$49,00[39].

Outra tecnologia para aumentar a segurança é um receptor *Automatic Dependent Surveillance - Broadcast* (ADS-B), que pode se conectar as placas APM e Pixhawk, através da entrada de telemetria 2, e auxilia a evitar colisões com aeronaves tripuladas. O sistema de hardware é capaz de detectar aeronaves comerciais a uma distância de 160 km de raio. Ele implementa a ideia de *sense and avoid* para operações de VANTs no espaço aéreo. O produto é feito pela empresa uAvionix[40] e custa cerca de US$249,00. A FAA está exigindo que todas as aeronaves tripuladas sejam equipadas com o transmissor ADS-B até o ano 2020. O receptor de ADS-B, chamado pingRX[41], recebe a transmissão ADS-B da aeronave automaticamente. Quando uma aeronave atinge uma distância especificada do drone, o piloto em solo recebe um alerta de áudio e vídeo por meio de um *link* de telemetria (ARDUPILOT, 2019a).

[32] <https://www.micropilot.com/products-mp21283x.htm>
[33] <https://www.micropilot.com/packages-mp2128g.htm>
[34] <https://www.spreadingwingsstore.com.au/products/dji-matrice-600-pro-drone-with-triple-redundancy-gps-imu>
[35] <http://ardupilot.org/copter/docs/common-installing-3dr-ublox-gps-compass-module.html>
[36] <http://www.proficnc.com/>
[37] <https://docs.px4.io/en/flight_controller/pixhawk-2.html>
[38] <https://auvidea.com/pdb/>
[39] <https://www.indiegogo.com/projects/redundant-power-for-drones-and-uavs#/>
[40] <https://uavionix.com>
[41] <https://uavionix.com/products/pingrx>

As limitações de peso, consumo de energia e preço tornam aspectos, como redundância de hardware, difíceis de serem incorporados, como destacado em Spinka, Holub e Hanzalek (2011). Devido a essas limitações, a presente tese não incorpora nenhum aspecto de redundância de hardware no sistema.

As técnicas de redundância de software podem ser obtidas das seguintes formas: programação n-versões, blocos de recuperação e verificação de consistência.

A programação n-versões, também chamada programação diversitária, é uma técnica de redundância utilizada para obter tolerância à falhas em software (WEBER, 2003). A partir de um problema a ser solucionado são implementadas diversas soluções alternativas, sendo a resposta do sistema determinada por votação. Os sistemas são executados paralelamente.

A técnica blocos de recuperação é semelhante a programação n-versões, porém nessa técnica programas secundários só serão executados caso o programa primário (anterior) apresente um erro. Essa estratégia envolve um teste de aceitação. Os programas são executados sequencialmente e testados um a um até que um passe no teste de aceitação. Essa estratégia tolera até n-1 falhas.

A presente tese implementa algumas técnicas de tolerância à falhas em software que não trazem nenhum custo e peso adicional. Essas técnicas foram implementadas dentro sistema IFA, por exemplo, caso o sistema MOSA apresente alguma falha interna ou de comunicação o IFA assume o controle e efetua um pouso emergencial. Nesta tese, dois métodos de programação n-versões foram implementados para o pouso emergencial e exploram características de redundância de software. Os resultados desses estudos são apresentados no artigo Arantes *et al.* (2017). Tais características de redundância no sistema IFA serão exploradas nos capítulos seguintes.

2.16 Autonomia em Sistemas Robóticos

Os veículos aéreos não tripulados podem ter diferentes níveis de autonomia, como, por exemplo, aeronaves remotamente pilotadas (ARPs) ou totalmente autônomas (VAANTs). No entanto, essa simples divisão é pobre, uma vez que os VANTs reais podem oferecer graus intermediários de autonomia. Por exemplo, um ARP pode possuir uma operação de retorno à base de forma autônoma, ou ainda, uma operação de seguir um objeto autonomamente.

A Tabela 7 apresenta uma classificação quanto a autonomia alcançada em sistemas robóticos (OSÓRIO, 2014). Ela faz a subdivisão desses sistemas em: autônomo, semi-autônomo, tele-operado e autômato, baseando-se nos mecanismos de percepção, decisão e ação. Nessa tabela, os agentes responsáveis por acionar os mecanismos do sistema robótico são representados por **H** e **R**, que significam Humano e Robótico, respectivamente. Apesar dessa tabela trazer alguns aspectos interessantes sobre a autonomia, ela, ainda, é uma classificação simplista e necessita de níveis mais detalhados.

Tabela 7 – Classificação dos níveis de autonomia em sistemas robóticos.

	Percepção	Decisão	Ação
Categoria	Sensores	Processamento	Motores
Autômato	-	-	**R**
Tele-Operado	**H**	**H**	**R**
Semi-Autônomo	**H/R**	**H/R**	**R**
Autônomo	**R**	**R**	**R**

Fonte: Osório (2014).

Quadro 2 – Escala de graus de automação de Sheridan adaptada a aeronaves.

Grau	Nível	Descrição
Alto	10	**Total Autonomia**: A aeronave toma todas as decisões, age de forma autônoma e ignora o operador humano.
	9	A aeronave informa ao operador, somente se ela decidir que deve.
	8	A aeronave informa ao operador, somente se ele pedir.
	7	A aeronave executa as ações automaticamente e depois informa ao operador.
	6	A aeronave fornece um breve período de tempo ao operador para que ele possa vetar uma ação, antes que ela seja automaticamente executada.
	5	A aeronave envia uma sugestão ao operador e a executa após aprovação.
	4	A aeronave sugere uma alternativa de ação ao operador.
	3	A aeronave analisa e seleciona algumas alternativas de ação ao operador.
	2	A aeronave oferece um conjunto completo de alternativas de ação ao operador.
Baixo	1	**Operação Manual**: A aeronave não oferece nenhuma ajuda ao operador, que deverá tomar todas as decisões e ações.

Fonte: Mattei (2015), Sheridan e Verplank (1978).

Uma escala mais completa e composta por 10 níveis de automação foi concebida em Sheridan e Verplank (1978) e adaptada a aeronaves por Mattei (2015), como visto no Quadro 2. Nessa escala, os níveis progridem do 1, representando operação manual, ao 10, caracterizando total autonomia. Os níveis 2 a 4 estão centrados em quem toma as decisões, o humano ou o computador, já os níveis 5 a 9 estão centrados em como executar essa decisão (PROUD; HART; MROZINSKI, 2003).

Os pilotos automáticos dos VANTs atuais já possuem algumas funções implementadas que executam operações autônomas específicas, como as listadas no Quadro 3. O recurso da navegação baseada em *waypoints* descrito pode ser associado a um robô seguidor de linha. Utilizando os recursos listados nesse quadro, principalmente, a navegação baseada em *waypoints*, dão a aeronave a capacidade de executar uma missão completa de maneira autônoma, como por exemplo, tirar fotografias sobre uma determinada região. Todavia, a aeronave não é capaz de desviar de obstáculos não previstos, ou ainda, fazer uma atualização de sua missão em pleno voo. Esta tese busca avançar nesse sentido, ao incorporar um computador de bordo que executa um sistema de missão e segurança, utilizando técnicas de inteligência artificial para aumentar o nível de autonomia da aeronave.

Quadro 3 – Características autônomas implementadas pelos pilotos automáticos.

Característica	Modo de voo	Descrição
Navegação Baseada em *Waypoints*	`Auto`	A aeronave segue, autonomamente, os *waypoints* especificados através do GPS.
Seguir um Objeto	`Follow`	A aeronave segue, autonomamente, algum objeto, utilizando dados de GPS ou processamento de imagens.
Orbitar um Objeto	`Circle`	A aeronave circula autonomamente e continuamente em um determinado ponto.
Retornar para Lançamento	`RTL`	A aeronave voa de volta ao ponto de decolagem. Em geral, ela sobe antes para evitar colisões com árvores ou prédios.
Executar Acrobacias	`Flip`	A aeronave executa, autonomamente, acrobacias, como *rolls* e *loops*.
Manter Altitude	`AltHold`	A aeronave mantém, autonomamente, a altitude através do barômetro.
Decolar/Take-off	-	A aeronave decola autonomamente até uma altitude padrão especificada.
Pousar/Landing	`Land`	A aeronave pousa autonomamente em uma determinada posição.
Pairar/Hover	-	A aeronave flutua autonomamente, mantendo sua posição por um determinado tempo.
Failsafe	-	A aeronave executa, autonomamente, o pouso automático ou RTL após perder do sinal de controle.

Fonte: Elaborada pelo autor.

2.17 Considerações Finais

Este capítulo apresentou os principais conceitos sobre Veículos Aéreos Não Tripulados, equipamentos aviônicos, ferramentas e tecnologias relacionados a esta tese. Todos esses conceitos dão suporte para a compreensão dos capítulos seguintes.

O próximo capítulo apresentará uma revisão bibliográfica dos principais trabalhos relacionados à presente tese e que darão suporte a criação da arquitetura proposta.

CAPÍTULO

3

REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

“ Se fui capaz de ver mais longe, é porque me apoiei em ombros de gigantes. ”

Isaac Newton

3.1 Considerações Iniciais

Este capítulo apresentará uma revisão bibliográfica dos principais trabalhos relacionados a esta tese, algumas arquiteturas propostas na literatura e, por fim, um paralelo entre essas arquiteturas e a proposta neste trabalho.

3.2 Trabalhos Relacionados

A tese descrita em Figueira (2016) apresenta os conceitos envolvidos na arquitetura do MOSA e sua estrutura básica. Esse sistema faz a integração de vários componentes, como sensores, processador e hardware de comunicação, além de apresentar processamento em tempo real dos dados. Ele é responsável por controlar o percurso e os sensores do VANT durante toda a realização da missão.

O sistema MOSA é utilizado em Figueira *et al.* (2015) numa aplicação envolvendo a geração automática de mapas temáticos para monitoramento ambiental, cujo objetivo é identificar eventos de interesse, baseados em atividade sonora, como o disparo de armas de fogo ou uso de motosserras em uma floresta. Para isso, a integração dos dados da câmera térmica, localizada no VANT, e o conjunto de microfones, posicionados sobre o solo, é realizada com o intuito de localizar o evento. Além disso, MOSA gerencia toda a missão do VANT, que inclui: voar até a origem do evento e realizar coleta de dados. Nesse trabalho, o sistema é simulado utilizando Matlab Simulink, ou seja, ele não foi de fato embarcado numa aeronave.

O conceito do IFA está relacionado a um sistema supervisor que monitora todos os aspectos de segurança da aeronave, conforme proposto em Mattei (2015). Esse monitoramento é feito através de um conjunto de sensores que verifica o funcionamento dos principais componentes da

aeronave, visando mitigar acidentes ou, simplesmente, atualizar o plano de voo. Uma proposta de implementação do sistema IFA, chamada *In-Flight Awareness Augmentation Systems* (IFA^{2}S), é descrita em Mattei *et al.* (2015), apresentando como seria sua integração a uma aeronave do mundo real.

As aplicações reportadas em Figueira *et al.* (2015) e Mattei *et al.* (2015) não implementaram de fato um sistema embarcado e voos reais não foram realizados. Os autores em Figueira *et al.* (2015) apenas ilustram os conceitos do sistema MOSA, na aplicação mencionada, utilizando Matlab Simulink. Já em Mattei (2015), outra simulação bastante simples, integrando o Labview (linguagem de programação baseada em fluxo de dados) ao simulador de voo X-Plane, é realizada para ilustrar o uso do IFA.

Não há um sistema que integre MOSA e IFA, reportado na literatura até o momento. Também não há sistemas embarcados, efetivamente desenvolvidos, que permitam o uso de tais conceitos combinados a outros sistemas em uma plataforma para VANTs versátil e resiliente. Esses são alguns dos pontos a serem tratados nesta tese.

No trabalho de Pires (2014), um protocolo de comunicação entre o sistema MOSA e a aeronave foi desenvolvido, chamado de *Smart Sensor Protocol* (SSP). Esse protocolo foi avaliado utilizando a ferramenta UPPAAL, para verificação de sistemas de tempo real. Foram feitos, também, experimentos em um ambiente controlado utilizando duas placas Arduíno e dois computadores. A arquitetura do protocolo SSP é formada por quatro elementos principais: um processador de missão, um *middleware* SSP para o processador, uma aeronave não tripulada e um *middleware* SSP para a aeronave. Apesar desse protocolo estar documentado, o mesmo não está disponibilizado e não se tem uma versão funcional dele. Dessa forma, durante o desenvolvimento dessa tese, um protocolo próprio foi criado a fim de fazer a comunicação entre os sistemas MOSA, IFA e a aeronave, como descrito na Seção 6.4.

Existem muitas aplicações utilizando técnicas de Inteligência Artificial (IA) com sistemas de VANT, como relatado em Gonzalez *et al.* (2016), Ramirez-Atencia *et al.* (2017), Strupka, Levchenkov e Gorobetz (2017). Nos sistemas, avaliados em Gonzalez *et al.* (2016), para detecção de fauna silvestre uma detecção automatizada é proposta utilizando aquisição de imagens térmicas e processamento de vídeo. Os problemas de planejamento de missão e replanejamento são abordados por Ramirez-Atencia *et al.* (2017), em que são aplicadas técnicas de IA para reduzir a carga de trabalho dos operadores. Os métodos propostos enfatizam as melhorias alcançadas nas operações de VANT das estações de controle de solo. As vantagens da IA e dos sistemas de controle da autonomia dos VANTs são discutidas em Strupka, Levchenkov e Gorobetz (2017).

Uma falha crítica na aeronave, detectada por um sistema com o IFA, pode levar a um replanejamento da missão ou a sua interrupção. Nesse caso, algoritmos que permitam pousar a aeronave em segurança ou refazer o plano de voo deverão ser integrados. Existem poucos trabalhos enfatizando o pouso de aeronaves diante de situação crítica, como reportados em Meuleau *et al.* (2009), Meuleau *et al.* (2011), Li (2013), NASA (2017). Nos dois primeiros

trabalhos, considera-se o pouso emergencial de aeronaves tripuladas de grande porte utilizando um algoritmo baseado no A*. Trabalhos tratando o pouso emergencial de VANTs são ainda mais escassos. Os trabalhos de Li (2013), Li, Chen e Li (2014) tratam o pouso emergencial, no entanto não são bem definidas as falhas e não são apresentados testes rigorosos considerando tais falhas.

Um sistema para pouso emergencial foi desenvolvido pela NASA (2017), chamado Safe2Ditch, e é capaz de efetuar o pouso da aeronave em caso de situações críticas, ocorridas na bateria ou no motor. Esse sistema executa sobre um processador embarcado efetuando o gerenciamento da saúde do VANT e detectando possíveis falhas através de um auto-diagnóstico. Quando uma falha é detectada, a aeronave é conduzida, utilizando conhecimento do local de voo, e ao se aproximar da região desejada ela utiliza visão computacional para selecionar a região mais adequada ao pouso emergencial.

O trabalho de Kim *et al.* (2013) trata o pouso totalmente autônomo de um VANT de asa fixa, em que ele possui sensores, como câmera e GPS. Esse trabalho difere do aqui proposto ao efetuar o pouso sobre uma rede de recuperação e não sobre regiões adequadas ao pouso. Os autores em Kim *et al.* (2013) efetuam o pouso utilizando visão computacional, e não utilizam dados de GPS com regiões previamente cadastradas, como feito nesta tese. O replanejamento de caminho para VANTs é abordado por Evers *et al.* (2014) de modo que novos alvos possam se tornar disponíveis durante a execução da missão do VANT. Uma heurística de replanejamento de rotas é proposta por eles para definir uma trajetória que melhore a chance de alcançar alvos previstos e imprevistos. No entanto, esses trabalhos não resolvem o problema de replanejamento de caminho sob situação crítica.

Resultados obtidos pelo autor desta tese, durante seu mestrado, são reportados em Arantes *et al.* (2015), Arantes (2016), em que o pouso de VANTs, considerando situações críticas, foi tratado. Um total de sete métodos para o planejamento da rota de pouso é comparado: uma Heurística Gulosa (GH), dois métodos baseados em Algoritmos Genéticos (GA), dois métodos baseados em Algoritmos Genéticos Multi-Populacionais (MPGA) e dois métodos baseados em Programação Linear Inteira-Mista (PLIM). Um gerador de mapas foi desenvolvido, permitindo a criação de 600 cenários diferentes para avaliação dos métodos. Experimentos utilizando o simulador de voo FlightGear (FG) também foram executados. Uma das contribuições desta tese de doutorado foi a integração de sistemas que permitam o replanejamento de rota para execução da missão ou para realização de um pouso de emergência. O foco nesse desenvolvimento está centrado em um replanejamento autônomo de trajetória, visando maior segurança e autonomia no processo de tomada de decisão pela aeronave durante a execução da missão.

Além do replanejamento da trajetória, procedimentos que permitam mitigar falhas na aeronave precisam ser implementados. Segundo os autores em Morozov e Janschek (2016), soluções baseadas em hardware apresentam a vantagem de serem mais seguras e capazes de lidar diretamente com as falhas, porém trazem um custo financeiro elevado e podem deteriorar com o decorrer do tempo. Por outro lado, soluções baseadas em software podem não permitir

a correção de erros, todavia são capazes de detectar antecipadamente as falhas no sistema. A desvantagem está em um elevado tempo de execução do sistema, o que pode demandar um maior consumo de memória e, consequentemente, levar à degradações de desempenho dos algoritmos de controle. Por isso, uma implementação baseada em software para detectar falhas, que busca evitar degradação de desempenho, será apresentada.

Dependendo do tipo de falha detectada, um ajuste dos parâmetros do sistema pode não ser suficiente ou pode indicar um problema sério o bastante para demandar atitudes mais drásticas, como replanejar a rota para retornar à base, replanejar a rota para executar um pouso de emergência ou desligar o motor seguido pelo acionamento do paraquedas. Um sistema redundante, envolvendo os métodos GH e GA executando em paralelo, foi desenvolvido durante essa tese em Arantes *et al.* (2017).

A tese, em Arantes (2017), abordou o problema de planejamento de missão para VANTs. O autor elaborou um conjunto de algoritmos e modelos para tratar tais problemas, dentre os algoritmos propostos destacam-se o *Hybrid Genetic Algorithm for mission* (HGA4m) e o *Chance-Constrained Qualitative State Plan for mission* (CCQSP4m). O presente trabalho incorpora esses planejadores, HGA4m e CCQSP4m, dentro do sistema MOSA e executa voos reais, o que não foi feito no trabalho de Arantes (2017).

O algoritmo evolutivo, HGA4m, apresentado em Arantes *et al.* (2016), define um planejamento de caminho para que os VANTs executem missões em um ambiente não convexo com incertezas. O HGA4m combina um Algoritmo Genético Multi-Populacional (MPGA) de Toledo *et al.* (2009) com o grafo de visibilidade de Kuwata (2003), resolvendo modelos de programação linear para encontrar caminhos. O HGA4m é aplicado para encontrar rotas para um conjunto de 50 mapas e seus resultados são comparados com uma abordagem exata e heurística, com resultados competitivos obtidos dentro de um curto tempo computacional.

O hardware do VANT pode ser projetado para integrar diferentes sistemas embarcados utilizando *companion computers* (CC), como o Intel Edison, o Raspberry Pi, o BeagleBone, o ODroid, o Intel Aero, entre outros. O CC é uma maneira eficiente de vincular os sistemas embarcados ao piloto automático, em que um computador, baseado em Linux, pode ser utilizado para executar uma ferramenta, como o Dronekit. Os autores em Li *et al.* (2017) desenvolvem um *framework* com o Raspberry Pi para realizar processamento de imagens para detecção de objetos, enquanto o rastreamento de imagens com o computador embarcado ODroid XU4 é feito por Kurt e Altuğ (2017). Um BeagleBone Black é utilizado por Velasquez, Argueta e Mazariegos (2016) com processamento de imagens *onboard* no VANT para executar missões em uma plantação de cana-de-açúcar. Um aplicação para vigilância de multidões com VANT e *Internet of Things* (IoT) é descrito em Motlagh, Bagaa e Taleb (2016), em que uma plataforma de VANT é configurada com um piloto automático, Raspberry Pi e câmera de vídeo. As imagens adquiridas são processadas utilizando algoritmos de reconhecimento de faces.

Uma arquitetura é descrita em Brown, Estabrook e Franklin (2011) para sistemas de

VANTs que executam missões de resgate de caminhantes perdidos no deserto, em que imagens obtidas pela câmera acoplada à aeronave são processadas. Uma arquitetura focada em sistemas de pulverização contra pragas agrícolas, proposta em Xue *et al.* (2016), permite a execução automática da aspersão sobre a plantação. Um sistema para controle da trajetória, proposto em Prodan *et al.* (2013), baseia-se em controle preditivo e considera pertubações externas ao voo. Uma arquitetura para controle de trajetória, combinando hardware e software, desenvolvida em Ramasamy *et al.* (2016), permite ao VANT executar manobras para evitar obstáculos e outras aeronaves em tempo real. Uma arquitetura para aplicações de detecção de pragas e pulverização, baseada em visão computacional, é proposta em Alsalam *et al.* (2017). O trabalho de Boubeta-Puig *et al.* (2018) implementa uma solução para a aplicação de monitoramento de poluição sonora ambiental produzida pela decolagem e aterrissagem de aeronaves próximas a aeroportos. Em Chiaramonte (2018) é apresentado um sistema para detecção e desvio de obstáculos aplicados em VANTs, utilizando uma câmera monocular. Os trabalhos mencionados apresentam arquiteturas voltadas a uma aplicação específica. Esta tese contribui com a proposição e desenvolvimento de uma arquitetura mais versátil, que engloba mais de uma aplicação.

Uma Arquitetura Orientada a Serviços (SOA) para VANTs foi apresentada em Amenyo *et al.* (2014) com o objetivo de automatizar o controle de mosquitos vetores de doenças, como a malária e a dengue. Um sistema de vigilância, controle, supressão e eliminação de vetores é introduzido. Os autores propõem uma solução de software, em que o Piloto Automático, chamado MedizDroids, é especializado para o problema abordado. Ao contrário do trabalho desenvolvido aqui, o trabalho em Amenyo *et al.* (2014) não apresenta um sistema de geração automática de rotas para ambientes externos, nem um sistema de segurança, nem distingue o sistema específico da missão (controle) do de controle de voo (AP) dificultando a utilização em outras missões. O projeto MedizDroids está, atualmente, na fase de modelagem computacional e representação de conhecimento para suportar a automação e integração das tarefas específicas da aplicação.

O trabalho em Koubaa e Qureshi (2018) desenvolveu um sistema na nuvem para o controle de um ou vários *drones* aplicados a missões de vigilância, rastreando a posição GPS do dispositivo a ser seguido. A arquitetura proposta é baseada, principalmente, em *Internet of Drones* (IoD) e todo o processamento, controle de missão, coleta de dados e monitoramento de VANT são alocados na aplicação na nuvem. Apesar de algumas semelhanças com esta tese, a proposta de Koubaa e Qureshi (2018) não possui planejamento de rotas para desvio de obstáculos e não possui um sistema de vigilância da saúde da aeronave.

Os autores em Schrage (1999) apresentam uma arquitetura *Plug-and-Play* com o objetivo de desenvolver métodos para sistemas dinâmicos e complexos para VANTs inteligentes. Isso é feito a partir de um controlador de nível médio que troca/permuta entre os módulos de controle de falhas, controle de voo e reconfiguração de voo no VANT. Uma arquitetura *Plug-and-Play*, baseada em componentes de tempo real, é descrita em Ippolito, Pisanich e Al-Ali (2005) para o

desenvolvimento de sistemas embarcados. A arquitetura visa facilitar e acelerar o processo de prototipação e desenvolvimento de hardware, em que não é imposta qualquer conceituação dos periféricos conectados. Os autores Ippolito, Pisanich e Al-Ali (2005) focam no desenvolvimento da comunicação entre as partes, mas seu trabalho não possui planejamento de missão e segurança de voo.

Uma arquitetura cognitiva é proposta em Gunetti, Dodd e Thompson (2010) para VANTs. Ela utiliza memória paralela e associativa, deliberação baseada em preferências, manutenção de crenças, decomposição de objetivos e adaptação através de uma generalização da experiência. Esses aspectos fornecem uma arquitetura robusta para voos autônomos. Existem três agentes nomeados, como planejador, executor e gerenciador de missão, que permitem executar ações, como análise de alvo, ataque de alvo, órbita em uma posição, entre outras, dentro do software de simulação. Embora o trabalho em Gunetti, Dodd e Thompson (2010) apresente semelhanças com nosso estudo, todo o desenvolvimento dos autores é dedicado a um sistema de simulação de voo, não apresentando testes reais.

Outras arquiteturas de software foram criadas especificamente para VANT, como apresentado em Briggs (2012). Comportamentos deliberativos e reativos, incerteza, riscos e flexibilidade são alguns dos requisitos necessários para robôs móveis. Além desses requisitos, é conveniente que os VANTs executem automaticamente manobras de alto desempenho, adaptem dinamicamente sua rota, detectem e evitem ameaças, identifiquem e compensem falhas e controlem o processo de pouso e decolagem. O trabalho de Briggs (2012) apresenta um sistema baseado em missão, no entanto nenhum sistema de segurança de voo ou de análise da aeronave é desenvolvido.

A presente tese introduz uma arquitetura para VANTs visando preencher diversas lacunas encontradas na literatura em projetos de desenvolvimento de plataformas de hardware e software. A ideia é desenvolver uma plataforma que permita a integração de sistemas, como MOSA (FIGUEIRA *et al.*, 2015), IFA (MATTEI, 2015), algoritmos de planejamento de missão (ARANTES *et al.*, 2016; ARANTES, 2017), algoritmos de replanejamento de rotas (ARANTES *et al.*, 2015; ARANTES, 2016), controle de trajetória (PRODAN *et al.*, 2013; RAMASAMY *et al.*, 2016) com o propósito de executar diferentes tipos de missão com segurança e autonomia (BROWN; ESTABROOK; FRANKLIN, 2011; XUE *et al.*, 2016; ALSALAM *et al.*, 2017).

Os conceitos de MOSA e IFA foram definidos para serem tratados em conjunto, entretanto nenhum trabalho foi desenvolvido até o momento nesse sentido. A presente tese visa preencher essa lacuna, implementando um sistema integrado que monitora a missão e a segurança. Os algoritmos desenvolvidos foram avaliados, inicialmente, em simuladores de voo, sendo embarcados em uma próxima etapa para sua validação em testes reais. Conforme mencionado no capítulo anterior, simulações *Hardware-In-The-Loop* (HITL) combinam sistemas simulados em software com hardware físico. As simulações HITL têm facilitado o desenvolvimento em numerosos campos, incluindo engenharia aeronáutica (CAI *et al.*, 2009), aeroespacial (FRITZ *et*

al., 2015), automotiva, sistemas de energia, manufatura e robótica.

A tarefa de projetar e testar algoritmos de controle de VANTs é uma tarefa complexa, onerosa e que pode gerar riscos à propriedades e pessoas. Simulações nem sempre são suficientes para testar os algoritmos, pois não levam em consideração todos os aspectos como funcionamento do controlador, ruídos dos sensores e problemas associados aos atuadores. Nesse sentido, simulações HITL surgiram de forma a combinar partes do sistema em hardware com partes em software. Os autores em Cai *et al.* (2009) apresentam um *framework* de simulação HITL para um VANT de asa rotativa de pequena escala, mais especificamente, o Raptor 90. Nesse trabalho são apresentados, em linhas gerais, os elementos que compõem tal ambiente de simulação, como hardware *onboard*, controlador de voo, estação de terra e um software de integração. Comparações entre as simulações HITL e os voos reais são feitas. No entanto, esse trabalho apresenta como grande limitação o pequeno número de experimentos, apenas três, utilizados na validação do *framework* e resultados apenas qualitativos. No trabalho de Gans *et al.* (2009) é apresentado um ambiente para executar simulações HITL para VANT utilizando um sistema de controle de visão, que incorpora câmera, aviônicos e túnel de vento. A plataforma desenvolvida possui um VANT com piloto automático *onboard* e uma câmera interligados ao software de realidade virtual.

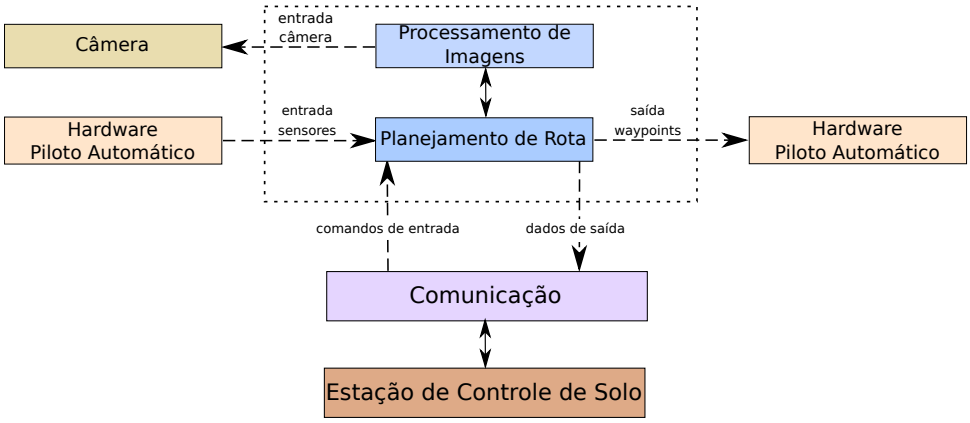
As simulações *Software-In-The-Loop* (SITL) também têm facilitado bastante o desenvolvimento de sistemas de VANTs. Na área de VANTs, simulações SITL têm se mostrado melhor que simulações HITL, sendo uma tendência mais atual. Algumas ferramentas como o Mission Planner têm descontinuado as simulações HITL e têm mantido apenas as simulações SITL. Isso justifica o fato de termos utilizado mais simulações SITL, como apresentadas na Figura 12, do que as simulações HITL, como da Figura 13. As simulações HITL, apresentadas na Figura 14, são utilizadas nesse trabalho, uma vez que combinam aspectos de SITL e HITL (aqui o HITL é basicamente composto pelo CC e possíveis sensores/atuadores acoplados a ele).

3.3 Arquiteturas Propostas na Literatura

Como mencionado, anteriormente, os autores em Brown, Estabrook e Franklin (2011) descrevem uma arquitetura para VANTs, chamada WiND, que poderia ser utilizada em missões de resgate de caminhantes perdidos no deserto. Nessa arquitetura, um microprocessador é responsável pelo controle de três partes do VANT: piloto automático, sistema de navegação e sistema de processamento de imagem. A arquitetura de hardware utiliza o AP Paparazzi, integrado com a placa de processamento embarcado PandaBoard. A Figura 16 apresenta um diagrama da arquitetura utilizada.

Um sistema de controle preditivo, descrito em Prodan *et al.* (2013), é capaz de controlar a trajetória da aeronave sob perturbações externas durante o voo. Esse sistema é apresentado na Figura 17 e possui dois módulos principais, em que o mais rápido é executado embarcado

Figura 16 – Arquitetura utilizada no sistema de busca e resgate no deserto.

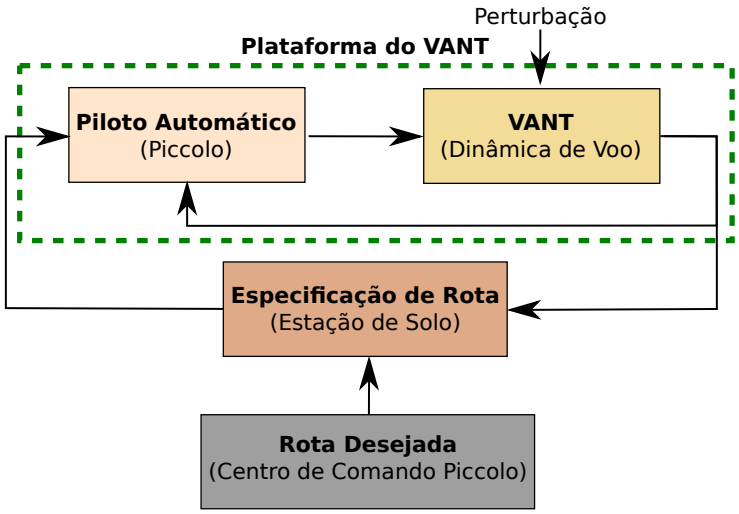


Fonte: Brown, Estabrook e Franklin (2011).

no VANT, enquanto o mais lento é executado a partir da estação terrestre. O sistema de bordo controla a dinâmica da aeronave, minimizando os erros durante a execução da trajetória, e o sistema da estação terrestre planeja toda a rota.

Ainda em Prodan *et al.* (2013), a arquitetura proposta foi utilizada em uma aplicação que efetua a tirada de fotografias e as envia para a GCS. Os experimentos foram realizados utilizando diversas aeronaves de asa fixa com o AP Piccolo II. Algumas desvantagens dessa arquitetura, em comparação a nossa, são: o alto custo da plataforma de hardware; o processamento executado na GCS (*offboard*); a decolagem e o pouso executados de forma manual, utilizando o controle de rádio; e o fato de não possuir nenhum sistema gerenciador de segurança.

Figura 17 – Arquitetura utilizada no sistema de controle da trajetória.

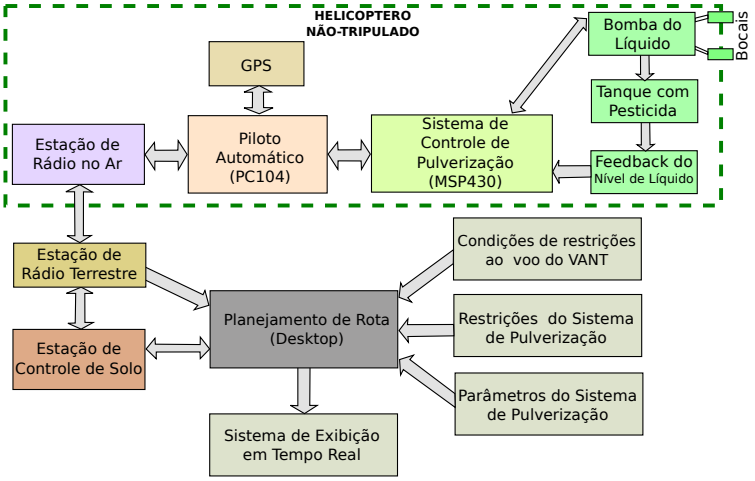


Fonte: Prodan *et al.* (2013).

Os autores em Xue *et al.* (2016) apresentam uma arquitetura de hardware e software para navegação e pulverização automática em campos de cultivo. Um esquema dessa arquitetura

é mostrado na Figura 18. Nesse trabalho, ambos os sistemas de controle de voo e controle de pulverização estão embarcados em um helicóptero não tripulado, mas o planejamento do trajeto é feito a partir da estação terrestre. A aeronave é controlada de acordo com coordenadas determinadas previamente em solo, ou seja, a rota foi pré-planejada. A estação de solo reporta os dados da missão ao controle de voo, que segue os *waypoints* e envia um sinal para acionar o sistema de controle de pulverização. O microcontrolador MSP430 foi utilizado para realizar a aspersão sobre o campo de cultivo. O *status* em tempo real do sistema de pulverização é enviado de volta ao computador de bordo, que reporta à estação terrestre.

Figura 18 – Arquitetura utilizada no sistema de pulverização de pragas agrícolas.

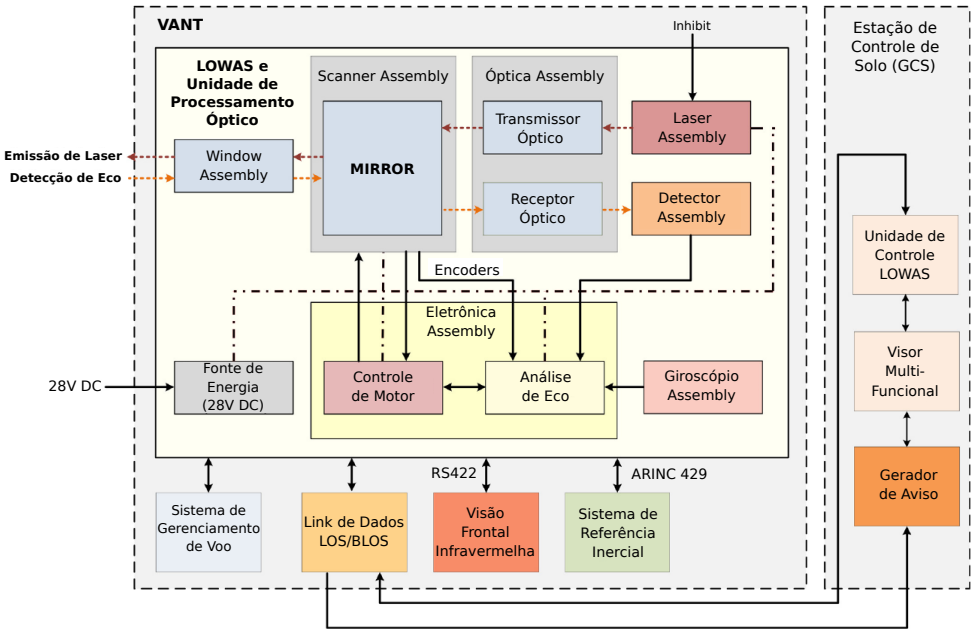


Fonte: Xue *et al.* (2016).

Uma arquitetura para hardware e software, chamada *LIDAR Obstacle Warning and Avoidance System* (LOWAS), é descrita em Ramasamy *et al.* (2016) para aplicações com VANTs. LOWAS utiliza tecnologia *Light Detection and Ranging* (LIDAR), que emprega sensores laser e componentes eletro-óptico de direcionamento da aeronave, que proporcionam alta resolução e precisão angular em diversas condições operacionais. O sistema é do tipo *sense and avoid* e consegue realizar um acompanhamento em tempo real da navegação, facilitando o tratamento de erros e incertezas durante a execução da trajetória. Assim, LOWAS passa a ser um sistema de auxílio à navegação, concebido para detectar obstáculos terrestres e aéreos potencialmente perigosos na trajetória de voo, fornecendo os avisos necessários à execução de manobras de evasão. Como exemplos de obstáculos evitados, tem-se: linhas de transmissão de energia, árvores e construções civis. A Figura 19 ilustra a arquitetura LOWAS.

As interações com o piloto na estação de solo envolvem *links* de comunicação, que permitem a comunicação do LOWAS com a estação de solo e com o sistema de gerenciamento de tráfego aéreo. Os dados de telemetria precisam ser trocados entre o VANT e a estação de solo, permitindo rastreamento de veículos, controle de missão e atualizações do perfil da missão. LOWAS emprega três algoritmos: predição da trajetória futura, cálculo das colisões potenciais com os obstáculos detectados e geração de trajetórias para evitar colisão. Como desvantagens

Figura 19 – Arquitetura utilizada no sistema para evitar colisões com obstáculos.



Fonte: Ramasamy *et al.* (2016).

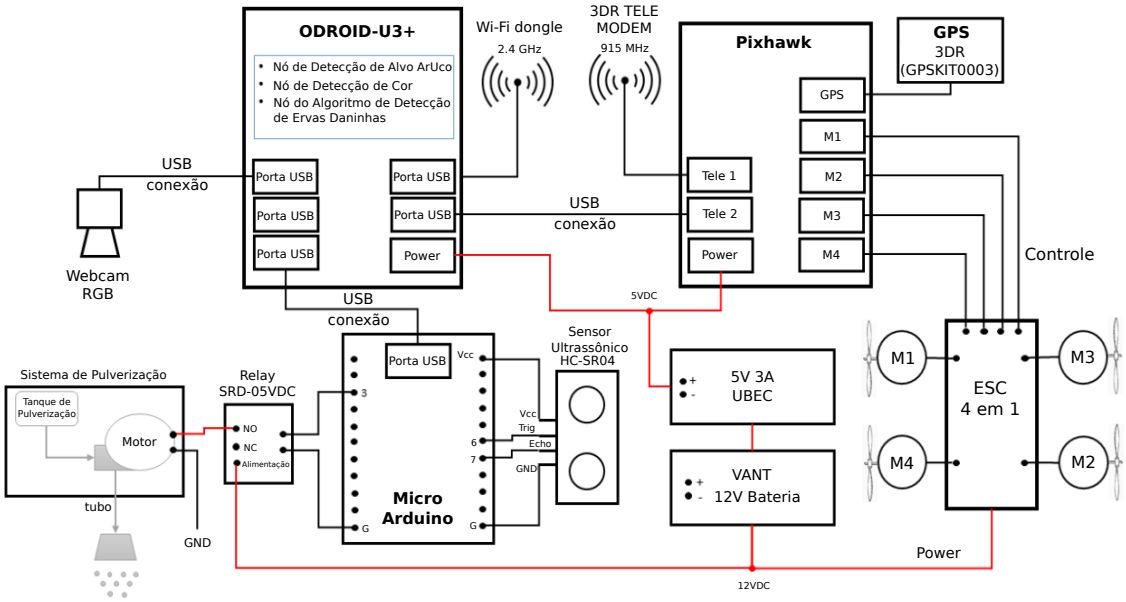
dessa arquitetura, podemos citar: o alto custo da plataforma de hardware; o processamento executado na GCS (*offboard*); e o fato da arquitetura ser específica para uma aplicação.

Um sistema genérico, baseado na visão computacional, é relatado em Alsalam *et al.* (2017) para controlar um VANT em aplicações, como pulverização em campos de cultivo, detecção de pragas, entre outros. A Figura 20 mostra a arquitetura desse sistema. Nesses cenários, os pontos de destino atuais podem ser alterados e as correções de caminho podem ser executadas de forma autônoma durante o voo. O nível de autonomia proposto para o sistema a bordo permite detectar a localização de ervas daninhas ou pragas. Isso leva a pulverização de apenas um local em vez de todo o campo de cultivo. Esse método é aplicado na área de agricultura de precisão para identificação de erva daninha, através da utilização de uma câmera acoplada ao sistema.

Ainda em Alsalam *et al.* (2017), o sistema de tomada de decisões embarcado codifica o *loop* de Observação, Orientação, Decisão e Ação (OODA), e o hardware é projetado para controlar um quadricóptero. Um fluxograma do OODA está ilustrado na Figura 21. Um *companion computer*, o Odroid U3 +, foi integrado com piloto automático Pixhawk e um Arduíno. O *Robotic Operating System* (ROS) foi utilizado durante a implementação do sistema para desenvolver nós para navegação, câmera e detecção. Em Alsalam *et al.* (2017) é apresentado um sistema orientado a missão, porém nenhum sistema de segurança de voo ou de análise da aeronave é proposto.

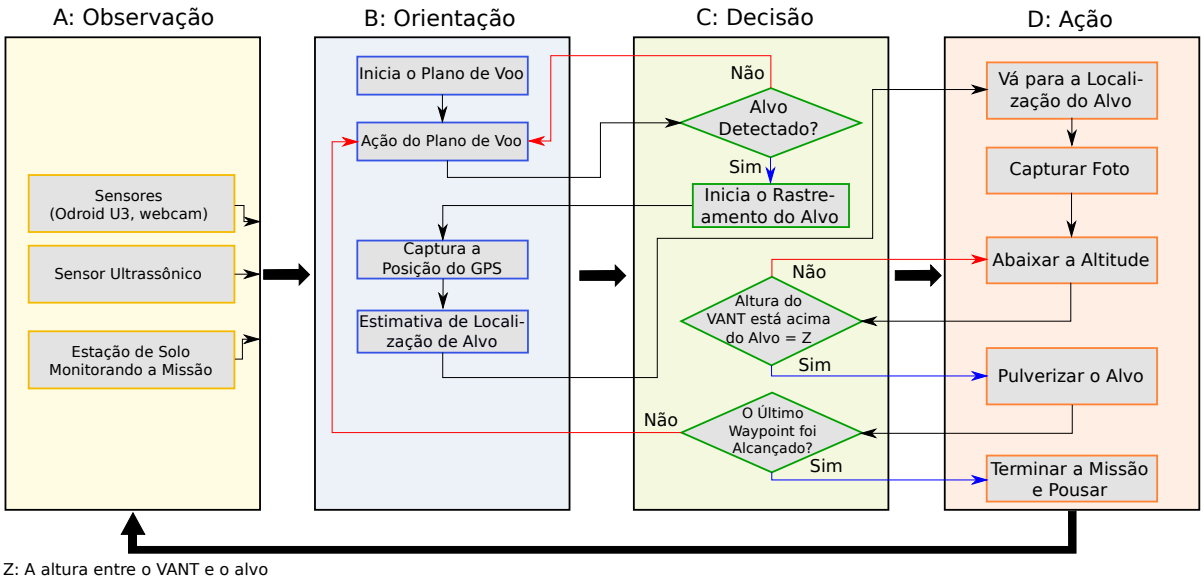
A tomada de decisão em tempo real também é suportada pela arquitetura de VANT, proposta por Boubeta-Puig *et al.* (2018), que integra o Processamento de Eventos Complexos (CEP, do inglês *Complex Event Processing*) a uma Arquitetura Orientada a Serviços (SOA,

Figura 20 – Arquitetura utilizada no sistema de tomada de decisão para pulverização.



Fonte: Alsalam *et al.* (2017).

Figura 21 – Fluxograma para sistema de tomada de decisão durante a missão do VANT.

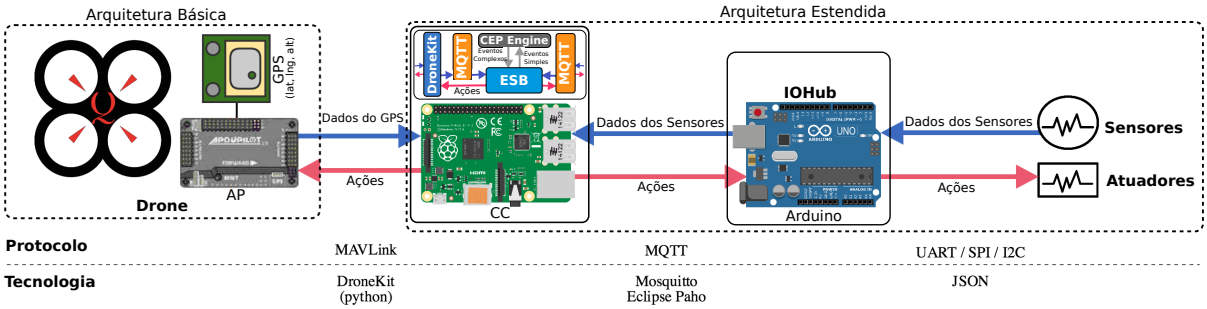


Fonte: Alsalam *et al.* (2017).

do inglês *Service-Oriented Architecture*). O sistema lida com situações críticas em que o CEP processa e avalia um grande número de eventos em tempo real. O SOA permite que o sistema lide com dados de diferentes origens e domínios. A arquitetura de hardware emprega um VANT DJI F-450, um piloto automático ArduPilot APM 2.6, um CC Raspberry Pi 2, um Arduíno Uno e um conjunto de sensores e atuadores.

O trabalho de Boubeta-Puig *et al.* (2018) considera uma aplicação de monitoramento

Figura 22 – Arquitetura utilizada no sistema de monitoramento de ruído ambiental.



Fonte: Adaptada de Boubeta-Puig *et al.* (2018).

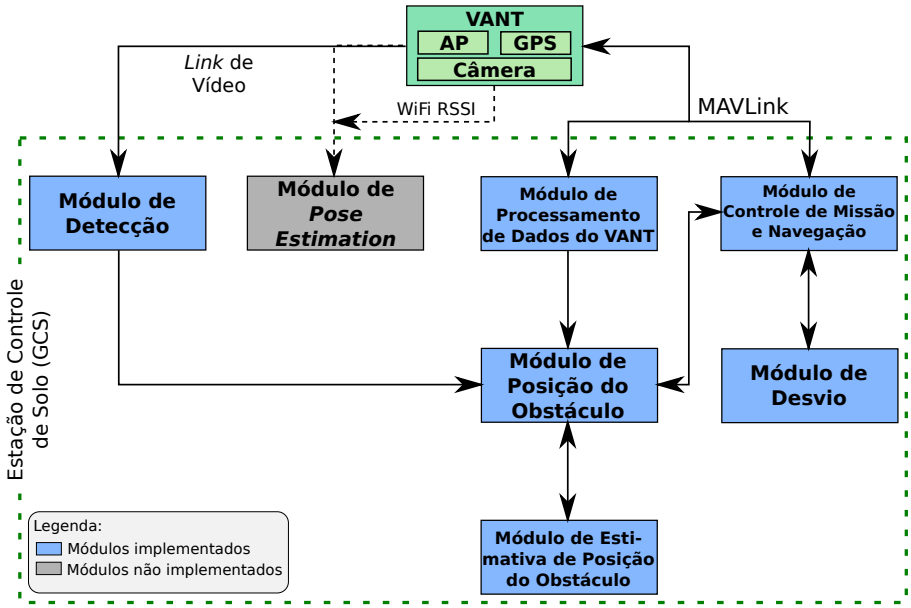
de poluição sonora ambiental produzida pela decolagem e aterrissagem de aeronaves próximas a aeroportos. Esse trabalho utiliza a biblioteca Dronekit e apresenta alguns mecanismos de segurança adicional, durante a realização da missão, como fazer RTL e pousar na vertical. O RTL é executado caso a bateria esteja abaixo de um determinado limiar. A plataforma possui, também, um sistema de verificação de invasão de espaço aéreo restrito, como aeroportos.

Chiaramonte (2018) apresenta um sistema para detecção e desvio de obstáculos aplicados em VANTs, utilizando uma câmera monocular. Nesse contexto, esse sistema pode ser dividido em dois subsistemas: o de *sense* ou detecção, que é voltado ao estudo de técnicas para detectar possíveis obstáculos e o de *avoidance* ou desvio, que é relacionado a execução de manobras evasivas para evitar possíveis colisões. Nesse trabalho, é assumido que a aeronave possui um sistema gerenciador de missão ou um plano de voo pré-estabelecido. A arquitetura geral desse sistema é apresentada na Figura 23, em que os dados do VANT e da câmera são transmitidos para um computador em solo. O sistema conta com módulos que fazem a detecção do obstáculo e estimativa da posição do obstáculo para, então, decidir se atualiza a trajetória da aeronave desviando de possíveis obstáculos.

O trabalho de Chiaramonte (2018) utiliza a biblioteca Dronekit para comunicação com o piloto automático do VANT. O processamento de imagens e a atualização da rota são executados em solo (*offboard*), pois não foi embarcado nenhum computador de bordo na aeronave. Além dos experimentos simulados, alguns experimentos reais também foram conduzidos, utilizando o quadricóptero 3DR Solo equipado com o AP Pixhawk. .

O presente trabalho introduz uma arquitetura genérica, com uma separação clara entre sistemas de execução de missão e consciência. Esta não é uma abordagem usual, como analisado em Prodan *et al.* (2013), Figueira *et al.* (2015), Ramasamy *et al.* (2016), Xue *et al.* (2016), Alsalam *et al.* (2017), em que os sistemas propostos são comprometidos com um tipo específico de missão. Nosso objetivo é avançar propondo uma arquitetura para VANTs inteligentes, conforme apresentado nos trabalhos acima, mas com sistemas resilientes e controle de falhas similares àqueles em Mattei (2015), Ramasamy *et al.* (2016), Boubeta-Puig *et al.* (2018), Chiaramonte (2018).

Figura 23 – Arquitetura utilizada no sistema de detecção e desvio de obstáculos.



Fonte: Adaptada de Chiaramonte (2018).

A Tabela 8 fornece uma comparação entre o nosso trabalho e os da literatura, avaliando se o nível de autonomia inclui uma clara separação entre os sistemas de execução da Missão e Segurança. Também é considerado se os experimentos são baseados em simulações (virtuais) ou em voos reais e se o núcleo (planejamento de rotas) da arquitetura proposta é executado *onboard* ou *offboard*. Avaliamos se a arquitetura suporta rotas pré-planejadas, se os componentes podem ser adicionados *Plug and Play* (P&P) e se a arquitetura foi desenvolvida pensando na Separação de Interesse (SdI). Finalmente, tentamos estimar se a arquitetura proposta é de baixo custo, com base nos recursos tecnológicos empregados.

Tabela 8 – Comparando contribuições baseadas em algumas características.

Ano	Autores	Missão	Segurança	Ambiente	*Onboard*	*Offboard*	Pré-Planej.	P&P	SdI	Baixo Custo
2011	Brown *et al.*	Sim	Não	Real/Virtual	Sim	Não	Sim	Não	Não	Não
2013	Prodan *et el.*	Sim	Não	Real/Virtual	Não	Sim	N/D	Não	Não	Não
2015	Mattei	Não	Sim	Virtual	Não	Não	Sim	Sim	Não	N/A
2016	Figueira	Sim	Não	Virtual	Não	Não	Sim	Sim	Não	N/A
2016	Ramasamy *et al.*	Não	Sim	Virtual	Não	Sim	Sim	Não	Não	Não
2016	Xue *et al.*	Sim	Não	Real	Não	Não	Sim	Não	Não	Não
2017	Alsalam *et al.*	Sim	Não	Real/Virtual	Sim	Não	Sim	Não	Não	Sim
2018	Boubeta-Puig *et al.*	Sim	Sim	Real/Virtual	Sim	Não	Sim	Não	Não	Sim
2018	Chiaramonte	Não	Sim	Real/Virtual	Não	Sim	Sim	Não	Não	Não
2019	Arantes, J. S.	Sim	Sim	Real/Virtual	Sim	Sim	Sim	Sim	Sim[1]	Sim

Fonte: Elaborada pelo autor.

[1] Avaliado apenas em nível lógico

3.4 Considerações Finais

Este capítulo apresentou os principais trabalhos relacionados, que servirão de base para o desenvolvimento da arquitetura proposta na presente tese.

O próximo capítulo apresentará os sistemas MOSA e IFA detalhadamente, destacando as diferenças entre as propostas originais e a versão implementada neste trabalho.

CAPÍTULO

4

SISTEMAS MOSA E IFA

" A ciência nunca resolve um problema sem criar pelo menos outros dez. "

George Bernard Shaw

4.1 Considerações Iniciais

O presente capítulo apresentará de maneira mais detalhada os conceitos e ideias definidas por Figueira (2016) e Mattei (2015) durante suas teses de doutorado, em que as arquiteturas dos sistemas MOSA e IFA foram definidas e estruturadas. Esses trabalhos serviram como modelos de referência e guiaram toda a implementação dos sistemas MOSA e IFA na presente tese.

4.2 Sistema MOSA

Esta seção traz as principais ideias do sistema *Mission Oriented Sensor Array* (MOSA), inicialmente, idealizadas pelo prof. Onofre Trindade Júnior e estruturadas e reportadas no trabalho de doutorado de Figueira (2016). Esse trabalho foca na definição de um modelo de referência para o desenvolvimento de sensores inteligentes, orientados à missões específicas. Nesse trabalho, os principais objetivos são a modelagem de uma arquitetura de referência; uma implementação de referência para sistemas MOSA; e a geração de mapas temáticos através de sensores de imagem e sonoros. A autora destaca a necessidade de haver separação lógica e física entre o sistema de segurança IFA (sistema crítico em segurança) e o sistema de missão MOSA (sistema não crítico em segurança).

Segundo Figueira (2016), a importância da integração de múltiplos sensores ao MOSA, visa a geração de informação pronta para uso, em tempo real, a partir do processamento embarcado dos dados coletados. A autora salienta outro fator importante que motiva e impulsiona o desenvolvimento de sistemas MOSAs: a redução do grande volume de dados nos enlaces de comunicação. O sistema MOSA deve controlar a rota a ser percorrida em cada missão específica,

enviando comandos de navegação para o AP da aeronave. Essas rotas são planejadas em solo como parte do processo de planejamento de missão.

A autora traz a ideia de múltiplos sistemas MOSAs, sendo um para cada missão. A seguir são destacadas as premissas básicas para o desenvolvimento de MOSAs:

- A aeronave é apenas um meio de transporte para os sensores de missão. A definição e controle da missão estão dentro do sistema MOSA;
- O MOSA determina o caminho de navegação de voo e define a maioria dos parâmetros de voo. A aeronave pode, por razões de segurança, não seguir os comandos do MOSA e, eventualmente, terminar o voo;
- A aeronave pode fornecer dados de voo ou de posicionamento para o sistema MOSA;
- Versatilidade e flexibilidade (adequação da matriz de sensores a missões específicas);
- Uma interface padrão entre a carga útil, *payload*, (parte não crítica) e a aeronave/controle de voo (parte crítica);
- Funcionalidades *plug and play*, que facilitam a interoperabilidade (entre sensor e aeronave);
- Processamento de dados em tempo real, evitando a transmissão de grandes quantidades de dados brutos;
- Realização de múltiplas missões em paralelo, utilizando as mesmas fontes de dados. Por exemplo, mapear matas nativas e detectar plantação de maconha ou outros ilícitos.

A autora Figueira (2016), no desenvolvimento da arquitetura MOSA, utilizou técnicas de Desenvolvimento Orientado a Modelos (MDD, do inglês *Model Driven Development*) que empregam blocos padrões de hardware e software através de ferramentas de desenvolvimento e simulação. O sistema MOSA foi desenvolvido em Matlab/Simulink. O Matlab é um ambiente para computação numérica, visualização e programação, desenvolvido pela empresa MathWorks[1]. O Simulink é um ambiente de diagrama de blocos para simulação de múltiplos domínios e Projeto Baseado em Modelo[2] (MBD, do inglês *Model-Based Design*).

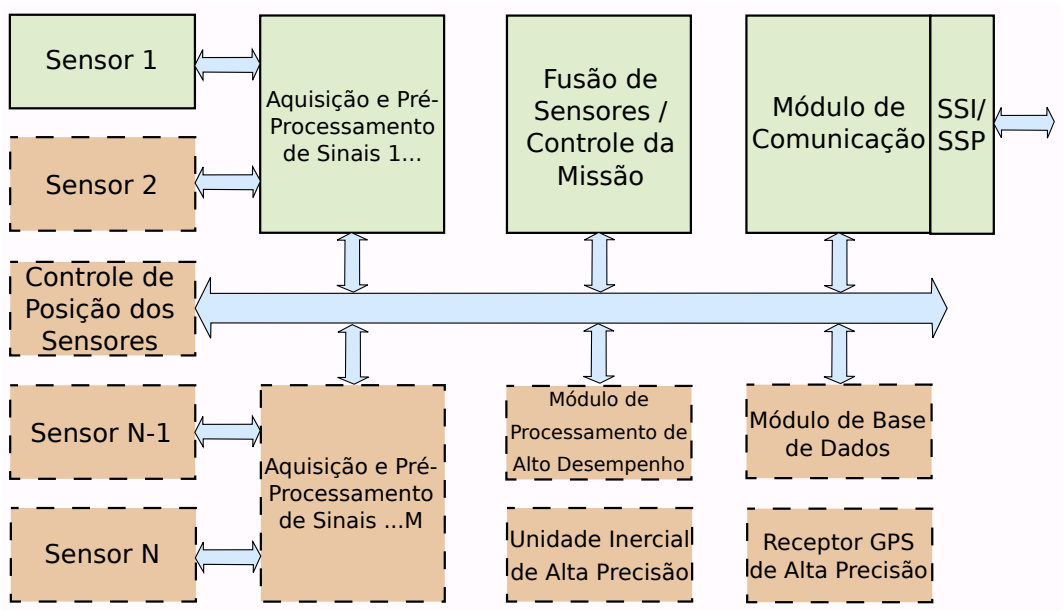
É destacado em Figueira (2016), que um sistema básico de MOSA precisa de pelo menos um sensor e módulos de hardware e software para possibilitar: (i) a comunicação do MOSA com a aeronave; (ii) a aquisição de dados e seu pré-processamento; (iii) a fusão de dados e a geração do produto final, como por exemplo, mapas temáticos.

A autora Figueira (2016) ilustra, na Figura 24, uma proposta de diagrama funcional básico da arquitetura MOSA e o inter-relacionamento entre os componentes do sistema. Módulos com bordas tracejadas são considerados opcionais. Este mesmo diagrama pode variar em

[1] <https://www.mathworks.com/products/matlab.html>
[2] <https://www.mathworks.com/help/simulink/index.html?s_tid=srchtitle>

complexidade e número de componentes, dependendo de cada aplicação em particular. Diversos sensores podem integrar um sistema MOSA. Os dados provenientes desses sensores são adquiridos e pré-processados por módulos específicos de hardware e/ou software. Ela salienta também a possibilidade da integração de sensores, como GPS, IMU, câmeras fotográficas, câmera de vídeo em diferentes regiões do espectro, *scanners* a laser, radares e sensores acústicos.

Figura 24 – Diagrama funcional básico da arquitetura MOSA.



Fonte: Figueira (2016).

Figueira (2016) destaca que a comunicação do sistema MOSA com o restante do SisVANT se dá primariamente pela interface SSP/SSI (*Smart Sensor Protocol*/*Smart Sensor Interface*). Isso inclui a comunicação com as estações de controle situadas em solo. Ela apresenta uma taxonomia de operações essenciais, em que são descritas diversas funções presentes no Matlab/Simulink. Dentre as funções descritas têm-se: 41 funções para processamento digital de imagens (18 funções para pré-processamento, 17 funções para realce, 6 funções para classificação), 43 funções para visão computacional (5 funções de aquisição de vídeo, 16 funções para processamento de vídeo, 16 funções para análise de vídeo, 6 funções para saída de vídeo), 5 funções para fusão de dados, 5 funções para banco de dados e 5 funções para sistemas de informação geográfica.

Figueira (2016) propõe dois estudos de caso práticos a partir da modelagem de um MOSA específico, visando a geração automática em tempo real de mapas temáticos. O primeiro estudo de caso conduzido, baseia-se em uma aplicação civil de monitoramento ambiental, em que gravadores de áudio de uma Rede de Sensores Sonoros (SSN, do inglês *Sound Sensor Network*), localizados em solo, foram utilizados para registrar de forma inteligente os sons existentes na área monitorada. Os sons do ambiente foram obtidos através de sistemas gravadores digitais que armazenam o tempo e a intensidade dos sons detectados por microfones, permitindo a

reconstrução da distribuição de intensidade do sinal e da frequência ao longo do tempo pelo processador de sinais da SSN. Nesse experimento, os "nós" da SSN coletam sons e enviam, através de um rádio modem, dados pré-processados, quando o VANT sobrevoa a área na qual a rede está locada. A modelagem teve como principal objetivo definir um sistema capaz de auxiliar as atividades de monitoramento ambiental.

O segundo estudo de caso conduzido baseia-se em uma aplicação militar em que uma operação de busca e confirmação de alvos de um Pelotão de Cavalaria Mecanizado foi feita. Foi dado enfoque na identificação dos seguintes elementos da atividade militar: (i) Tropas: militares reunidos em formação de combate; (ii) Viaturas: veículos militares no terreno (blindados, carros, motos). (iii) Armas de fogo: acompanhamento ou inspeção de qualquer elemento que realize disparos (canhões, metralhadoras, pistolas). No contexto desse experimento, foram utilizadas imagens termais e amostras de sons referentes à área de estudo. A modelagem teve como principal objetivo obter um sistema capaz de realizar o reconhecimento de alvos, coletando, gerenciando e processando dados em tempo real. O quadricóptero Orbis foi utilizado como plataforma para transporte dos sensores do MOSA durante o experimento real.

Por fim, a autora Figueira (2016) destaca que a partir dos estudos de caso, a arquitetura apresentou, de forma consistente, características essenciais para a implementação de novos sistemas de sensoriamento incluindo modularidade, flexibilidade e adaptabilidade.

4.3 Diferenças entre as Implementações do MOSA

A seguir serão apresentadas algumas diferenças entre a implementação do MOSA proposto por Figueira (2016) e a implementação feita nesta tese.

Figueira (2016) dá um destaque maior nos aspectos específicos da missão, como aquisição de imagens e identificação de alvos. Ela não dá enfoque ao planejamento/replanejamento de rota. A presente tese dá um maior destaque ao sistema MOSA sobre este segundo aspecto. Toda missão demanda um planejamento ou replanejamento de rota em menor ou maior nível, o que atende ao aspecto mais geral do sistema MOSA proposto nesta tese.

Apesar de destacar a importância da separação de interesse (separação lógica e física) entre os sistemas MOSA e IFA, a autora não apresenta isso em seu trabalho. O presente trabalho fez apenas a separação lógica dos sistemas MOSA e IFA, todavia para que haja a separação física dos sistemas, poucas modificações têm que ser feitas.

Através dessa separação, os seguintes aspectos são melhorados: modularidade, reusabilidade, configurabilidade, flexibilidade, manutenibilidade, confiabilidade e segurança. Em contrapartida, os seguintes aspectos são prejudicados: desempenho, tempo de desenvolvimento, custo de desenvolvimento e de equipamentos.

Outra divergência entre os trabalhos é a comunicação do MOSA com o restante do

Quadro 4 – Comparação entre as implementações dos sistemas: MOSA Figueira x MOSA Arantes.

Categoria	Descrição	MOSA Figueira	MOSA Arantes
Características	Modelo de referência	✓	
	Implementação do MOSA	✓	✓
	Taxonomia de blocos de software	✓	
	Taxonomia de blocos de hardware	✓	
	Função para processamento de imagens	✓	
	Função para processamento de vídeo	✓	
	MOSA não adaptativo	✓	✓
	MOSA adaptativo		✓
	Integração do MOSA com IFA		✓
	Integração do AP com CC		✓
Áreas de aplicação	Monitoramento ambiental (mapas temáticos)	✓	
	Busca de alvos (mapas temáticos)	✓	
	Imageamento aéreo (fotos e vídeos)		✓
	Planejamento/replanejamento de rotas		✓
Algoritmos de planejamento	Estratégia FixedRoute4m		✓
	Algoritmo HGA4m		✓
	Algoritmo CCQSP4m		✓
Formas de planejamento	Missão pré-planejada	✓	✓
	Planejamento *offboard* (na GCS)		✓
	Planejamento *onboard* (no VANT)		✓
Forma de experimento	Experimento com VANT simulado	✓	✓
	Experimento com VANT real	✓	✓
Simulador utilizado	Simulação no ambiente Matlab/Simulink	✓	
	Simulador FlightGear		✓
Computadores avaliados	PC - Computador Pessoal	✓	✓
	CC - Intel Edison		✓
	CC - Raspberry Pi		✓
	CC - BeagleBone Black		✓
Pilotos automáticos avaliados	APM		✓
	Pixhawk		✓
Sist. operacionais avaliados	Linuxs		✓
	Windows	✓	✓
	Mac OS		✓
Escala (dimensão) do mapa	Avaliação em mapas médios	✓	
	Avaliação em mapas pequenos		✓

Fonte: Elaborada pelo autor.

VANT, pois a autora afirma que esta ocorre através da interface SSP/SSI. No entanto, o protocolo de comunicação SSP/SSI foi desenvolvido em Pires (2014) e não apresenta uma implementação funcional disponível. Dessa maneira, no sistema aqui proposto, a maioria das comunicações utiliza o protocolo HTTP *request* (através dos métodos GET e POST) e TCP (através de *socket*). As mensagens e as informações trocadas foram também definidas neste trabalho.

É importante ressaltar que, apesar de Figueira (2016) mencionar em vários pontos que a identificação de alvos é em tempo real, a implementação apresentada em seu trabalho não

o faz desse modo. Isso ocorre, pois o VANT, ao sobrevoar a região de interesse, captura o vídeo. A análise e a identificação dos alvos, no vídeo, ocorre posteriormente em laboratório a partir de um computador pessoal (PC, do inglês *Personal Computer*). A análise do vídeo é em tempo real, contudo foi feita em um PC. No entanto, tal processamento pode não conseguir ser executado em tempo real em um computador embarcado, como a Intel Edison, Raspberry Pi, BeagleBone Black, entre outros. Desse modo, é necessária a avaliação de tal processamento sobre tais plataformas embarcadas para averiguar a viabilidade de execução em tempo real dos sistemas.

Figueira (2016) destaca que seu sistema MOSA possui aspectos de modularidade, flexibilidade e adaptabilidade. Entretanto, o sistema se apresentou pouco modular ao ter que criar diferentes MOSAs para as diferentes missões; pouco flexível ao ter que reestruturar completamente a rota de voo quando se troca a missão; e pouco adaptável ao não fazer o recálculo de rota em voo e também ao não dar suporte em tempo real ao processamento embarcado a bordo do VANT. O sistema proposto em Figueira (2016) possui os três aspectos mencionados acima, já o sistema proposto nesta tese, preenche todas essas lacunas.

Apesar de Figueira (2016) apresentar uma boa base sobre o sistema MOSA, seu trabalho apresenta as seguintes limitações: os resultados, por se tratarem de aplicações bem específicas, são difíceis de se comparar; muitas diferenças no sistema estruturado e o implementado; poucas missões foram testadas; poucos experimentos conduzidos; e muitas das características teóricas descritas não foram respeitadas como sistema de tempo real e aquisição de dados em tempo real.

A presente tese visa desenvolver e embarcar o sistema descrito em Figueira (2016). O Quadro 4 sintetiza algumas diferenças substanciais entre o sistema MOSA proposto por Figueira (2016) (MOSA Figueira) e o sistema MOSA implementado nesta tese (MOSA Arantes).

4.4 Sistema IFA

Esta seção traz as ideias do sistema *In-Flight Awareness* (IFA), que foram, inicialmente, idealizadas, assim como o MOSA, pelo prof. Onofre Trindade Júnior e reportadas no trabalho de doutorado de Mattei (2015). Conforme ressaltado nesse trabalho, o conceito de IFA estabelece um modelo para a obtenção de consciência situacional em aeronaves não tripuladas dando-lhe maior autonomia. A partir de eventos ocorridos interna ou externamente à aeronave, o sistema verifica os sintomas, através dos dados dos sensores embarcados, ambientais e de tráfego aéreo e toma decisões levando em consideração as capacidades da aeronave. As origens dos eventos são identificadas para evitar ou mitigar acidentes, mediante um algoritmo de análise e decisão. O objetivo da abordagem é maximizar a segurança da plataforma aérea através da detecção de falhas, do diagnóstico, da capacidade de auto-recuperação e do replanejamento de rotas, considerando obstáculos, riscos e recompensas envolvidos no processo decisório (MATTEI, 2015).

O objetivo geral do trabalho de Mattei (2015) é criar um modelo de referência para o aumento da consciência situacional em voo, IFA, visando melhorar a segurança de voo de VANTs. Os objetivos específicos estabelecidos foram a validação dos conceitos em um ambiente de simulação com estudo de caso. Assim, foi criado um sistema IFA simulado e adaptado às limitações de uma aeronave real. Este sistema visa aumentar a segurança aérea e respeitar as capacidades da aeronave em termos de interface com seu AP e sistemas embarcados. O autor em Mattei (2015) ressalta que, embora o IFA considere a presença humana no *loop* de comando e reconheça a importância de manter a equipe de solo atualizada da situação do voo, seu foco é a automação e aumento da consciência e da inteligência da plataforma.

Na Figura 25, o autor Mattei (2015) traz um exemplo de um processo que, a partir de um evento iniciador, apresenta uma sequência de passos para a execução de ações que evitem ou mitiguem um acidente aéreo. Inicialmente, os eventos gerados pelo ambiente e pela própria aeronave são lidos através de diversos sensores. A seguir, os sintomas são identificados através de algoritmos específicos para tal. Em seguida, utilizando os sintomas identificados, algoritmos baseados em uma árvore de decisão podem calcular a gravidade de um determinado evento para a segurança de voo, então são definidas as ações e, finalmente, executam-se as ações necessárias.

Figura 25 – Processo sequencial para evitar ou mitigar acidentes com o VANT.

Fonte: Adaptada de Mattei (2015).

Mattei (2015) utilizou a metodologia *System Theoretic Process Analysis* (STPA) para aumentar da segurança de voo como alternativa às metodologias tradicionais *Failure Modes and Effect Analysis* (FMEA) e *Fault Tree Analysis* (FTA). O STPA aborda de modo mais completo a relação entre os diferentes elementos do sistema aéreo uma vez que inclui fatores humanos, de hardware, de software e de tomada de decisão. O STPA é uma metodologia de análise de perigos e risco, que investiga os possíveis acidentes de maneira sistêmica durante o desenvolvimento do projeto. Dessa forma, esta abordagem permite criar os requisitos para as etapas iniciais do desenvolvimento de um sistema (MATTEI, 2015).

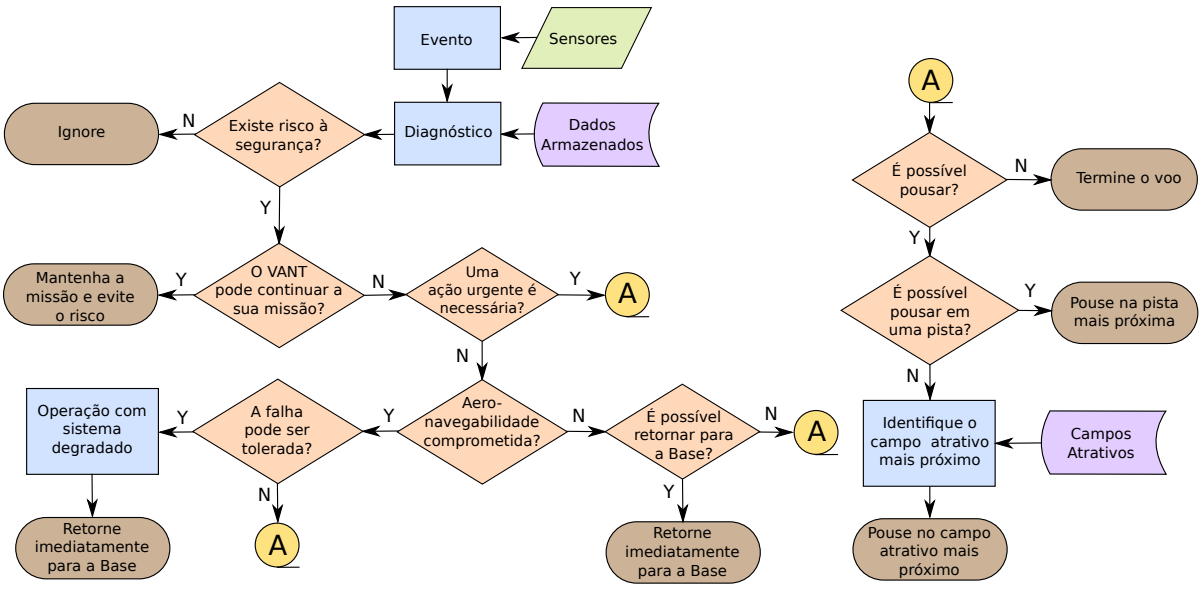
Uma diferenciação entre o sistema IFA conceitual (modelo de referência) e a implementação do IFA, chamado de *In-Flight Awareness Augmentation System* (IFA^{2}S) é realizada em Mattei (2015). O IFA^{2}S é capaz de melhorar a segurança de voo através do modelo de referência IFA. O IFA foi desenvolvido para tornar VANTs, não só mais conscientes sobre si e sobre o mundo ao seu redor, mas também para torná-los capazes de realizar ações mitigadoras de maneira autônoma, visando evitar acidentes ou reduzir suas consequências.

A metodologia de projeto e a falta de um piloto dentro do avião podem explicar porque

os VANTs têm, hoje, as taxas de falha observadas nos primeiros anos da aviação mundial. Ao contrário de pilotos de aeronaves tripuladas, os pilotos dos VANTs não têm uma boa compreensão das condições do ambiente interno e externo e das regras para atendimento de aeronavegabilidade. Quando a bordo, os seres humanos têm a sua disposição seus cinco sentidos, que complementam os dados fornecidos pelos sensores da aeronave e contribuem diretamente no processo de controle dela (MATTEI, 2015).

O trabalho de Mattei (2015) traz uma ideia geral dos algoritmos que devem ser definidos para a integração do IFA^{2}S nas aeronaves. Uma vez que uma ameaça para a segurança de voo é identificada, boas decisões dependem do diagnóstico correto dos sintomas, tendo como base as informações de sensores, dados armazenados e fontes externas. Um fluxograma de decisão de alto nível é apresentado na Figura 26. Nesse fluxograma, é possível perceber que se uma situação de risco for identificada pelo sistema, será verificado se a missão pode continuar ou não. Se essa ameaça estiver nas proximidades da aeronave, uma ação urgente pode ser necessária. Esse é o caso de uma possível colisão no ar com outra aeronave, uma condição meteorológica perigosa ou um problema gerado em solo, por exemplo, fogo em uma floresta. Se não for o caso, o sistema IFA verifica se a aeronavegabilidade está comprometida ou não e, se possível, comanda o retorno da aeronave à base. Se a aeronavegabilidade estiver comprometida e se o voo puder continuar em uma configuração degradada, o IFA também comanda retorno para a base. Todas as outras possibilidades levam a um pouso de emergência controlado ou, até mesmo, a uma abertura do paraquedas. Como se pode notar, um sistema IFA^{2}S é definido não somente em função da configuração particular do VANT, mas também do seu perfil de missão.

Figura 26 – Fluxograma de decisão do sistema IFA^{2}S de alto nível.



Fonte: Mattei (2015).

Em seu trabalho, Mattei (2015) discute teoricamente a dimensão do VANT, os sensores que estarão a bordo e a missão que a aeronave executará. Ele define que utilizará um VANT com

menos de 25 kg, voltado ao sensoriamento remoto de áreas agrícolas. A aeronave voa em baixa altitude sobre uma área de operação bem delimitada. O autor ilustra que o sistema de comunicação pode monitorar a presença de outras aeronaves na área de operações através de protocolos específicos, como o ADS-B. Para monitorar o sistema propulsivo, além da tensão e corrente da bateria, será também verificada a sua temperatura. Detectores especiais de fumaça podem identificar problemas elétricos antes de ocorrência de fogo interno. Algoritmos especializados podem calcular a autonomia e comparar com a distância da base para alertar o piloto, seja humano ou eletrônico, sobre a necessidade de retorno automático. Acelerômetros e outros sensores podem verificar as vibrações e rotações existentes nos diversos eixos e alertar ao piloto sobre situações críticas ou presença de condições meteorológicas adversas.

Um dos objetivos do trabalho de Mattei (2015) é apresentar um ambiente de simulação em que diferentes situações operacionais possam ser testadas e soluções automatizadas possam ser criadas. Dessa forma, ele utilizou o simulador X-Plane por apresentar uma fácil integração com o LabVIEW, em que se executa o IFA^{2}S e o controle de navegação. A programação da máquina de estado do IFA^{2}S foi feita em LabVIEW e é composta por duas partes distintas: diagrama de blocos e interface. O diagrama de blocos define a lógica do IFA^{2}S. A interface estabelece a iteração com o usuário e o controle da simulação. O trabalho de Mattei (2015) orienta que a implementação do IFA^{2}S esteja integrada com o AP, no entanto, é preciso que o IFA esteja em hardware separado do AP, de modo que os conceitos dos sistemas fiquem separados (separação de interesse) e minimizem os erros de implementação do sistema.

A seguir serão descritos alguns aspectos incorporados pelo sistema IFA de Mattei (2015): (i) funcionalidade para tratar colisões em voo, em que aeronaves intrusas foram criadas e suas posições foram constantemente comparadas com as da aeronave que executa o IFA. Caso estas distâncias se tornem menores que um limiar, uma ação do IFA^{2}S pode ser efetuada. (ii) funcionalidade para nivelamento automático da aeronave, caso as superfícies de *roll* e de *picth* excedam um determinado limiar de ângulo. Se um limiar maior for ultrapassado, então uma ação de abortar o voo é executada e o paraquedas é aberto. (iii) funcionalidade para evitar o sobrevoo sobre zona proibida. (iv) funcionalidade do sistema para identificação de falhas internas na aeronave baseada em: tensão da bateria, temperatura da bateria e corrente no sistema aviônico. (v) funcionalidade para recuperação automática de altitude, caso a aeronave atinja um limite de altitude menor que um limiar, o modo de recuperação de altitude é iniciado e a aeronave sobe automaticamente. (vi) funcionalidade para pouso emergencial através do algoritmo MPGA4s. (vii) conjunto de ações definidas e avaliadas, como retorno à base, pouso de emergência e abertura de paraquedas. (viii) conjunto de situações meteorológicas diferentes criadas no simulador de voo e avaliadas como: variações sobre o turbulência, velocidade de vento e taxa de *climb*.

4.5 Diferenças entre as Implementações do IFA

Esta seção apresenta algumas diferenças entre a implementação do IFA proposto por Mattei (2015) e a implementação feita na presente tese.

Um dos pontos em que os trabalhos se diferem é com relação ao ambiente em que foram avaliados. O presente trabalho fez a avaliação sobre um VANT simulado e um VANT real, ao contrário de Mattei (2015), que fez o trabalho simulado considerando uma aeronave tripulada.

O presente trabalho apresenta apenas o sistema de comunicação ar-terra, já em Mattei (2015) é destacado, além da comunicação ar-terra, sistemas de comunicação ar-ar através da interação entre dois ou mais VANTs cooperando informações. O autor ilustra essa comunicação através do uso de equipamentos como o sistema ADS-B, no entanto um dispositivo como esse é muito caro, em geral, acima de US$2.000,00 [3], não sendo, então, viável em VANTs de baixo custo. Outro sistema de identificação de aeronaves deve ser pensado para aeronaves pequenas e de baixo custo.

No trabalho de Mattei (2015), a implementação do sistema IFA foi feita em LabVIEW, uma ferramenta da National Instruments de uso bastante comum na indústria, todavia uma série de fatores complicam a reutilização do código gerado nesse ambiente. Um dos fatores é que o LabVIEW é um ambiente pesado para ser instalado em um computador de bordo (necessitando de um processador equivalente ao Intel i5, 256 MB de RAM e 108 MB de armazenamento[4]), além de ser um software proprietário com licenças que variam de R$349,00/ano a R$28.080,00[5]. Existem versões para Linux e Mac OS apenas para planos mais caros, o que acaba por limitar o uso dessa ferramenta. Para sanar essas limitações, toda a implementação, desta tese de doutorado, foi feita em uma linguagem de programação que pudesse ser embarcada.

Apesar do trabalho de Mattei (2015) dar uma boa base sobre o sistema IFA, o mesmo apresenta as seguintes limitações: utilizou uma aeronave tripulada (simulado) e não um VANT; poucos mapas de missão foram testados; poucos experimentos foram conduzidos; e nenhum experimento real foi executado.

Conforme ressaltado por Mattei (2015, pág. 95), seu trabalho não definiu um sistema embarcado para aumentar a segurança de voo, somente criou as bases e os conceitos para que isso seja feito em um trabalho futuro. A presente tese visa justamente embarcar o sistema proposto por tal autor. O Quadro 5 sintetiza algumas diferenças substanciais entre os sistemas IFA propostos em Mattei (2015) (IFA Mattei) e o implementado nesta tese (IFA Arantes).

[3] <https://www.gulfcoastavionics.com/category/145-install-ads-b.aspx>
[4] <http://www.ni.com/white-paper/53740/en/>
[5] <http://www.ni.com/pt-br/shop/labview/select-edition.html>

Quadro 5 – Comparação entre as implementações dos sistemas: IFA Mattei x IFA Arantes.

Categoria	Descrição	IFA Mattei	IFA Arantes
Características	Modelo de referência	✓	
	Implementação do IFA	✓	✓
	Detecta colisão com aeronaves no Ar	✓	
	Detecta colisão com solo	✓	
	Pouso emergencial em região atrativa	✓	✓
	Retorno à base	✓	✓
	Condições meteorológicas ruins ao voo	✓	✓
	Integração do IFA com MOSA		✓
	Integração do AP com CC		✓
	Avaliação em aeronaves tripuladas	✓	
	Avaliação em VANT		✓
Áreas de aplicação	Estudos de caso (sensoriamento remoto)	✓	
	Imageamento aéreo (fotos e vídeos)		✓
	Planejamento/replanejamento de rotas		✓
Algoritmos de replanejamento	Algoritmo MPGA4s	✓	✓
	Algoritmo GA4s		✓
	Algoritmo DE4s		✓
	Algoritmo GH4s		✓
	Algoritmo MS4s		✓
	Algoritmo GA-GA-4s		✓
	Algoritmo GA-GH-4s		✓
	Algoritmo Pre-Planned4s		✓
Formas de replanejamento	Replanejamento *offboard* (na GCS)	✓	✓
	Replanejamento *onboard* (no VANT)		✓
Forma de experimento	Experimento SITL	✓	✓
	Experimento HITL		✓
	Experimento com voo real		✓
Simulador utilizado	Simulador X-Plane	✓	
	Simulador FlightGear		✓
Computadores avaliados	PC - Computador Pessoal	✓	✓
	CC - Intel Edison		✓
	CC - Raspberry Pi		✓
	CC - BeagleBone Black		✓
Pilotos automáticos avaliados	APM		✓
	Pixhawk		✓
Sist. operacionais avaliados	Linuxs		✓
	Windows	✓	✓
	Mac OS		✓
Escala (dimensão) do mapa	Avaliação em mapas grandes	✓	
	Avaliação em mapas pequenos		✓

Fonte: Elaborada pelo autor.

4.6 Considerações Finais

Este capítulo apresentou os sistemas MOSA e IFA, propostos por Figueira (2016) e Mattei (2015) que serviram de base para a implementação efetuada nesta tese. Foi feita uma comparação destacando as diferenças entre os sistemas MOSA e IFA de tais autores e os propostos nesta tese.

O próximo capítulo apresentará o problema a ser abordado.

CAPÍTULO

5

PROBLEMA ABORDADO

“ Para quê preocuparmo-nos com a morte? A vida tem tantos problemas que temos de resolver primeiro. ”

Confúcio

5.1 Considerações Iniciais

O problema abordado apresentará, inicialmente, uma descrição geral do cenário. Em seguida, as etapas envolvidas durante a realização da missão com segurança serão ilustradas através de um exemplo. Por fim, será apresentada a modelagem matemática efetuada para esse problema, seguida de dois modelos estocásticos, o primeiro para o planejamento e o segundo para o replanejamento de rotas.

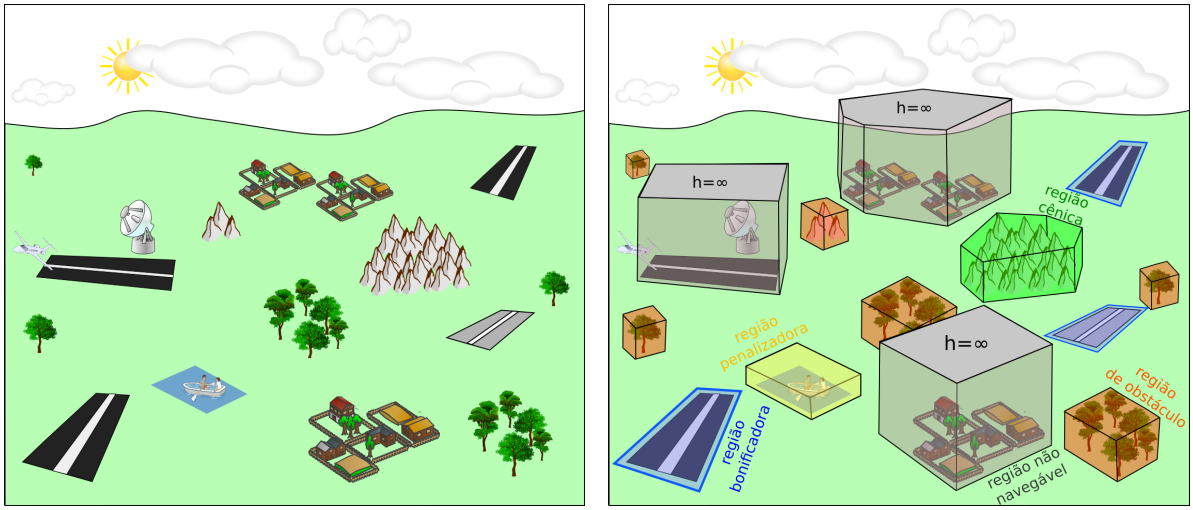
5.2 Descrição Geral do Cenário

Antes de estabelecermos as ideias e conceitos por trás dos voos autônomos, vamos considerar um cenário como o apresentado na Figura 27a. Nesse cenário, podemos identificar um conjunto de elementos como: três regiões povoadas, um aeroporto comercial, uma montanha, um pico, duas florestas, três árvores, um lago e três pistas para VANTs. Após a identificação desses elementos no cenário, um mapeamento pode ser feito, como mostrado na Figura 27b. O mapeamento efetuado consiste basicamente no estabelecimento de um conjunto de polígonos convexos e suas respectivas classificações. Ainda na Figura 27b, podemos perceber que um dos povoados foi colocado sobre um polígono com altura ilimitada ($h = \infty$) e foi classificado como uma região não navegável, também chamada de Zonas de Exclusão Aérea ou *No-Fly Zones* (NFZ). As duas regiões povoadas mais acima no cenário foram colocadas sobre um mesmo polígono convexo a fim de obter uma maior simplificação no mapeamento. O aeroporto também foi considerado uma região não navegável. Todas as pistas para VANTs foram rotuladas como regiões bonificadoras. O lago foi considerado uma região penalizadora. Todas as florestas e

árvores foram consideradas regiões de obstáculos. O pico foi classificado também como um obstáculo. E por fim, a montanha foi rotulada como uma região cênica.

O mapeamento feito é importante para delimitar o espaço em que o VANT poderá sobrevoar, além de auxiliar nas etapas de tomadas de decisão a bordo da aeronave. Todas as regiões, exceto as NFZs, possuem altitude limitada, possibilitando o sobrevoo, desde que a altitude de voo cruzeiro seja superior a altura dos polígonos. Dado esse tratamento para o cenário do problema, o planejamento de trajetória passa a ser executado em uma região não convexa devido a presença de NFZs e obstáculos.

Figura 27 – Cenário geral do problema abordado.



(a) Cenário inicial.

(b) Cenário mapeado.

Fonte: Elaborada pelo autor.

Nós consideramos neste trabalho que todo o mapa é conhecido, porém atualizações do mapa poderiam ser realizadas durante o voo via enlace de comunicação com um operador em solo, ou ainda por meio dos sensores da própria aeronave. A Figura 27b mostra algumas regiões que foram mapeadas e suas classificações/rótulos. A lista completa de todas as possíveis classificações aceitas são apresentadas a seguir e foram baseadas em Arantes (2016).

1. **Região Não Navegável (Φ^n):** A aeronave não pode sobrevoar e pousar nas regiões deste conjunto, conhecidas como NFZ. Por exemplo, aeroportos, cidades e bases militares.
2. **Região de Obstáculo (Φ^o):** A aeronave não pode sobrevoar e pousar nas regiões deste conjunto, exceto se estiver fazendo RTL. Por exemplo, florestas e montanhas.
3. **Região Penalizadora (Φ^p):** A aeronave pode sobrevoar regiões deste conjunto, mas não é desejável que ela pouse sobre elas. Por exemplo, lagos e rios.
4. **Região Bonificadora (Φ^b):** A aeronave pode sobrevoar e é desejado que ele pouse numa das regiões deste conjunto. Por exemplo, planícies e campos com plantações rasteiras.

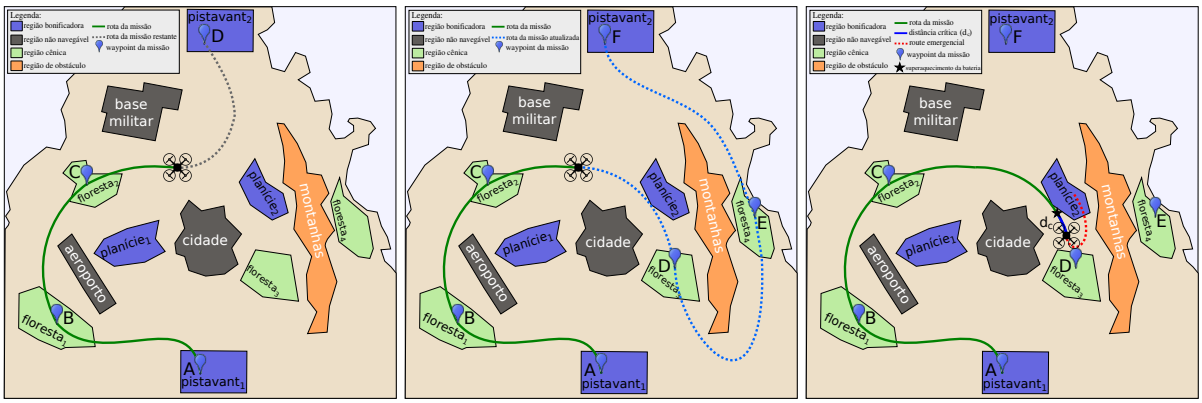
5. **Região Cênica (Φ^s):** A aeronave deve sobrevoar a região deste conjunto, pois ela representa uma região de interesse. Por exemplo, florestas de interesse e objetos de interesse.

6. **Região Remanescente (Φ^r):** A aeronave pode sobrevoar e pousar nessas regiões. Este conjunto representa áreas restantes que não foram classificados para o pouso, sendo assim, não há restrições de voo ou pouso.

5.3 Problema de Planejamento de Missão e Segurança

Abordamos o problema de executar missões de forma autônoma com um VANT, em que a aeronave deve tomar decisões sobre a missão e garantir um voo seguro. A Figura 28 dá um exemplo do tipo de situação a ser tratada.

Figura 28 – Cenário ilustrativo do plano de missão gerenciado pelos sistemas IFA e MOSA.



(a) Exemplo-I: A rota inicial contendo o plano de voo.

(b) Exemplo-II: A rota após a atualização no plano de voo.

(c) Exemplo-III: A rota após uma falha e replanejamento.

Fonte: Elaborada pelo autor.

Plano da Missão: O VANT deve iniciar seu voo no ponto **A** (decolagem), prosseguir para os pontos-alvo **B**, **C** e concluir no ponto **D** (pouso). A sequência de pontos determina algumas regiões cênicas (**B** e **C**) a serem sobrevoadas pelo VANT que irá tirar fotografias de tais regiões como ilustrado na Figura 28a. O cenário é conhecido antecipadamente e conta com três zonas de exclusão aérea, NFZ, (aeroporto, cidade e base militar), um obstáculo (montanha), quatro regiões cênicas (florestas) e quatro regiões bonificadoras (pistas de VANT, áreas planas como campos de cultivo). As regiões bonificadoras representam locais seguros para pousar a aeronave, se ocorrer uma situação crítica. Na realização dessa missão, supomos um VANT quadricóptero com piloto automático Pixhawk, Raspberry Pi (*companion computer*), uma câmera específica e um *buzzer* de longo alcance. A altitude de voo cruzeiro é de 50 metros.

Sistema MOSA: O sistema gerenciador de missão planeja a rota com o objetivo de minimizar o consumo de combustível da aeronave entre os pontos-alvo **A** e **B**, e entre **B** e **C**. Em seguida, o sistema supervisiona a execução da rota pelo piloto automático, como ilustrado na Figura 28a e

o período correto para tirar fotos sobre cada região cênica. No entanto, as pessoas na estação de solo podem decidir incluir duas novas regiões cênicas quando o VANT estiver se movendo para o ponto-alvo **D**. O sistema de missão embarcado receberá os novos pontos de destino **D** e **E**, e ele irá planejar novamente a rota como mostra a Figura 28b.

Sistema IFA: Suponhamos agora que o VANT apresente uma falha como um superaquecimento da bateria. O sistema de consciência em voo detecta essa falha entre os pontos-alvo **C** e **D** e decide abortar a missão. O sistema de execução de missão é abortado e um replanejamento de caminho é executado para pousar com segurança a aeronave. Enquanto o sistema procura por uma nova rota de pouso de emergência, uma distância crítica é percorrida (d_c). A nova trajetória é, agora, supervisionada pelo sistema de consciência de voo, como ilustrado na Figura 28c, e deve pousá-la sobre uma região plana.

A partir do exemplo anterior da Figura 28, podemos estabelecer que estamos tratando um problema de execução de missão para VANTs em um ambiente estático e não-convexo. Assim, as regiões não navegáveis definem restrições não-convexas que devem ser satisfeitas durante a execução da missão. A aeronave deve sobrevoar as regiões cênicas, que são regiões de permanência, sendo possível pousar sobre as áreas planas, aqui chamadas regiões bonificadoras. As áreas planas podem ser utilizadas para pouso quando uma falha é detectada. Existem incertezas relacionadas a perturbações internas (dinâmica do VANT) e externas (turbulência). As incertezas relacionadas ao ambiente e à própria aeronave foram tratadas com base na abordagem de alocação de risco, conforme descrito em Blackmore, Ono e Williams (2011). Esses autores estudam o problema de planejamento de caminho não-convexo com restrições de probabilidade, nomeado em inglês *Chance-constraint Non-convex Path-planning Problem* (CNPP).

A rota geralmente pode ser definida utilizando alguma ferramenta de planejamento, como o Mission Planner ou o QGroundControl, e o piloto automático (AP) segue uma rota previamente planejada. Entretanto, como mencionado, o presente trabalho trata do problema de planejar e replanejar rotas a bordo. Isso é feito aplicando-se os planejadores descritos em Arantes *et al.* (2016), Arantes *et al.* (2017a), que levam em consideração a abordagem de alocação de risco para fazer o desvio de obstáculos sob incertezas a partir dos estudos descritos em Blackmore, Ono e Williams (2011).

Um VANT, no contexto do CNPP, deve alcançar a posição objetivo partindo da posição inicial, evitando regiões não navegáveis e pode sobrevoar florestas e montanhas. Todavia, as incertezas relacionadas com o ambiente e a dinâmica do VANT podem desviar a aeronave para alcançar uma região não navegável ou, até, atingir uma montanha. Portanto, um certo nível de risco é assumido através das *chance-constraints* no CNPP e o problema passa a ser encontrar um caminho através da otimização de uma medida, como a distância, sem exceder o nível de risco assumido.

Os autores em Blackmore, Ono e Williams (2011) descreveram esse problema utilizando um modelo de Programação Não Linear Inteira-Mista (PNLIM), porém meta-heurísticas que

resolvem modelos de Programação Linear Inteira-Mista (PLIM) foram propostas em Arantes (2017). Um algoritmo genético combinado com o grafo de visibilidade, nomeado de *Hybrid Genetic Algorithm for mission* (HGA4m), foi utilizado para resolver esse problema em Arantes *et al.* (2016). A Figura 28a mostra um cenário, semelhante aos trabalhos de Blackmore, Ono e Williams (2011), Arantes *et al.* (2016), no qual o problema de planejamento de missão foi abordado.

A Figura 28c ilustra um cenário em que o problema de replanejamento de rota ocorre a partir da detecção de uma situação crítica. Em Arantes *et al.* (2015), o replanejamento de rota é definido com a mesma *chance-constraint* e dentro de um ambiente não convexo de Blackmore, Ono e Williams (2011), Arantes *et al.* (2016). Situações críticas são consideradas em Arantes *et al.* (2015), uma vez que podem impactar na capacidade de voo da aeronave (dinâmica do VANT). Um método chamado *Multi-Population Genetic Algorithm for security* (MPGA4s) foi aplicado para encontrar uma trajetória de pouso emergencial. De maneira geral, o MPGA4s busca encontrar uma trajetória que pouse a aeronave sobre regiões bonificadoras (por exemplo, planícies) minimizando o impacto contra construções e pessoas no solo.

A fim de conseguir executar a missão com segurança e dar à aeronave um alto grau de autonomia, precisamos incorporar na aeronave um computador de bordo. Este *companion computers* (CC) executará o planejamento de missão e replanejamento de rotas *onboard* (*online*), utilizando técnicas de Inteligência Artificial (IA) para evitar colisões com obstáculos. Existem vários CC utilizados na literatura como Intel Edison, Raspberry Pi (RPi), BeagleBone, Odroid XU4, entre outros. Este trabalho utiliza as placas Intel Edison, Raspberry Pi 3 e BeagleBone Black (BBB) para fazer o processamento embarcado.

As falhas das aeronaves ou situações de ameaças também são enfrentadas durante o voo autônomo. Nós chamamos de situação crítica qualquer falha interna ou externa ao VANT que coloque em risco a sua aeronavegabilidade. Durante uma situação crítica, uma ação de tomada de decisão deve ser feita pelo sistema proposto. Assim, situações críticas foram intencionalmente inseridas para avaliar o comportamento e robustez do sistema. Uma falha no motor, superaquecimento da bateria, baixo nível de bateria ou baixo nível de combustível são exemplos de possíveis situações críticas. Para alguns desses problemas, já existem soluções simples, como fazer um retorno ao local de lançamento (RTL) ou disparar o paraquedas. No entanto, o combustível pode não ser suficiente para o RTL, ou o pouso com paraquedas pode danificar a aeronave. Nesse caso, se possível, um pouso de emergência pode ser executado para minimizar as chances de danos. O sistema IFA desenvolvido é o responsável por fazer essas tarefas que lidam com os aspectos críticos da aeronave.

As entradas para o nosso sistema podem ser fornecidas pelo projetista da missão. Ele deve descrever o local de lançamento da aeronave, os pontos-alvo da missão (*waypoints*), os possíveis locais de pouso, os obstáculos e as NFZ. Os obstáculos já são previamente conhecidos, o que evita o processamento de imagens a bordo. Mesmo assim, um sistema de processamento de

imagens que coleta informações do ambiente pode ser adicionado à nossa arquitetura. Todas as tomadas de decisão, como, por exemplo, decidir qual caminho percorrer para atingir os objetivos da missão fazendo o desvio de obstáculos são feitas de maneira autônoma. O sistema IFA é capaz de garantir que a aeronave durante o voo tome decisões rápidas em caso de emergência, na ocorrência uma falha crítica.

5.4 Modelagem do Problema

Nós podemos modelar o problema acima descrito da seguinte forma:

Definição 1: (Problema de Navegação Autônomo). Dado a ênupla $\langle \mathcal{M}, \mathcal{H}, \mathcal{S} \rangle$, o sistema deve encontrar uma solução $\mathcal{S}^*$, em que:

- $\mathcal{M} = \langle M_{map}, M_{goal}, M_{alt} \rangle$ é o mapa, o plano da missão e a altitude de voo cruzeiro a ser seguida pelo VANT;
- $\mathcal{H} = \langle H_{ap}, H_{cc}, H_{sensor}, H_{actuator} \rangle$ é a configuração da arquitetura de hardware para o problema;
- $\mathcal{S} = \langle S_{mosa}, S_{ifa} \rangle$ é a configuração da arquitetura de software para o problema;
- $\mathcal{S}^*$ é a solução ótima ou próxima do ótimo encontrada para o problema.

Definição 2: (Missão). $\mathcal{M} = \langle M_{map}, M_{goal}, M_{alt} \rangle$, em que:

- $M_{map} = \langle \mathbf{r}, \mathbf{h}, \mathbf{c} \rangle$ é o mapa da missão, em que:
  - $\mathbf{r} = \{r^1, r^2, \cdots\}$ representa um conjunto de regiões, em que r é uma região convexa;
  - $\mathbf{h} = \{h^1, h^2, \cdots\}$ representa a altura de cada uma das regiões;
  - $\mathbf{c} = \{c^1, c^2, \cdots\}$ representa a sua classificação, em que $c \in \{\Phi^n, \Phi^o, \Phi^p, \Phi^b, \Phi^s, \Phi^r\}$.
- $M_{goal} = \langle w^1, w^2, \cdots \rangle$ é o conjunto de pontos-alvo da missão a serem alcançados pelo VANT, em que $w = (p_x, p_y)$;
- M_{alt} é a altura de voo cruzeiro do VANT durante a execução da missão.

Definição 3: (Arquitetura de Hardware). $\mathcal{H} = \langle H_{ap}, H_{cc}, H_{sensor}, H_{actuator} \rangle$, em que:

- H_{ap} é o piloto automático (AP) utilizado durante a missão. Existem dois APs suportados atualmente: $H_{ap} \in \{APM, Pixhawk\}$;
- H_{cc} é o *companion computer* (CC) embarcado no VANT. Existem três CC suportados atualmente: $H_{cc} \in \{IntelEdison, RaspberryPi, BeagleBoneBlack\}$;

- H_{sensor} é uma lista com sensores específicos instalados na aeronave para realização da missão. Os seguintes sensores são atualmente suportados: $H_{sensor} = [CameraRGB, Sonar, Temperature]$;

- $H_{actuator}$ é uma lista com atuadores específicos instalados na aeronave para realização da missão. Os seguintes atuadores são atualmente suportados: $H_{actuator} = [Buzzer, Spraying, Parachute, LED]$.

Definição 4: (Arquitetura de Software). $\mathbb{S} = \langle S_{mosa}, S_{ifa} \rangle$, em que:

- $S_{mosa} = \langle \mathcal{P}_P, \mathcal{L}_P, \mathcal{T}_{SC_P}, \Delta_P \rangle$ é o sistema MOSA, em que:
  - $\mathcal{P}_P$ representa o planejador de rotas empregado. Existem três planejadores atualmente disponíveis: $\mathcal{P}_P \in \{HGA4m, CCQSP4m, FixedRoute4m\}$;
  - $\mathcal{L}_P$ é o local de execução do método de planejamento, em que $\mathcal{L}_P \in \{onboard, offboard\}$;
  - $\mathcal{T}_{SC_P}$ tem o tempo disponível (em segundos) para aguardar uma rota do planejador de caminho (critério de parada do método);
  - Δ_P é o nível de risco assumido pelo planejador de rotas.

- $S_{ifa} = \langle \mathcal{P}_R, \mathcal{L}_R, \mathcal{T}_{SC_R}, \Delta_R, \mathcal{W}_R \rangle$ é o sistema IFA, em que:
  - $\mathcal{P}_R$ representa o replanejador de rotas empregado. Existem oito replanejadores atualmente suportados: $\mathcal{P}_R \in \{GA4s, MPGA4s, DE4s, GH4s, MS4s, GA\text{-}GA\text{-}4s, GA\text{-}GH\text{-}4s, Pre\text{-}Planned4s\}$;
  - $\mathcal{L}_R$ é o local de execução do método de replanejamento, em que $\mathcal{L}_R \in \{onboard, offboard\}$;
  - $\mathcal{T}_{SC_R}$ tem o tempo disponível (em segundos) para aguardar uma rota do replanejador de caminho (critério de parada do método);
  - Δ_R é o nível de risco assumido pelo replanejador de rotas;
  - $\mathcal{W}_R$ representa o número máximo de *waypoints* que pode ser utilizado pelo replanejador de rotas.

Por exemplo, baseado no problema descrito na Figura 28a, o mapa da missão $M_{map} = \langle \mathbf{r}, \mathbf{h}, \mathbf{c} \rangle$ tem as seguintes regiões:

$$\mathbf{r} = \{pistavant_1, pistavant_2, planicie_1, planicie_2, aeroporto, cidade, basemilitar, montanhas, floresta_1, floresta_2, floresta_3, floresta_4\}$$

as alturas das regiões são:

$$\mathbf{h} = \{0,0,0,0,\infty,\infty,\infty,20,10,10,10,10\},$$

e as classificações/rótulos das regiões são:

$$\mathbf{c} = \{\Phi^b,\Phi^b,\Phi^b,\Phi^b,\Phi^n,\Phi^n,\Phi^n,\Phi^o,\Phi^s,\Phi^s,\Phi^s,\Phi^s\}$$

Os *waypoints* da missão são $M_{goal} = \{A,B,C,D\}$ e a altitude de cruzeiro é $M_{alt} = 50$ metros. Os seguintes equipamentos de hardware foram utilizados: $H_{ap} = Pixhawk$, $H_{cc} = RaspberryPi$, $H_{sensor} = [CameraRGB]$ e $H_{actuator} = [Buzzer]$. Vamos supor também que as seguintes configurações de software sejam definidas pelo usuário: $\mathcal{P}_P = HGA4m$, $\mathcal{P}_R = GA4s$, $\mathcal{L}_P = offboard$, $\mathcal{L}_R = onboard$, $\mathcal{T}_{SC_P} = 10$ segundos, $\mathcal{T}_{SC_R} = 1$ segundo, $\Delta_P = \Delta_R = 1\%$ e $\mathcal{W}_R = 30$ *waypoints*. O problema na Figura 28a pode ser resumido através da Equação 5.1 apresentada a seguir:

$$Ex.I \therefore \langle \mathcal{M},\mathcal{H},\mathcal{S}\rangle = \begin{cases} \mathcal{M} = \begin{cases} M_{map} = \langle \mathbf{r},\mathbf{h},\mathbf{c}\rangle = \begin{cases} \mathbf{r} = \{pistavant_1, pistavant_2, planicie_1, planicie_2, \\ \quad aeroporto, cidade, basemilitar, montanhas, \\ \quad floresta_1, floresta_2, floresta_3, floresta_4\} \\ \mathbf{h} = \{0,0,0,0,\infty,\infty,\infty,20,10,10,10,10\} \\ \mathbf{c} = \{\Phi^b,\Phi^b,\Phi^b,\Phi^b,\Phi^n,\Phi^n,\Phi^n,\Phi^o,\Phi^s,\Phi^s,\Phi^s,\Phi^s\} \end{cases} \\ M_{goal} = \{A,B,C,D\} \\ M_{alt} = 50 \end{cases} \\ \mathcal{H} = \begin{cases} H_{ap} = Pixhawk \\ H_{cc} = RaspberryPi \\ H_{sensor} = [CameraRGB] \\ H_{actuator} = [Buzzer] \end{cases} \\ \mathcal{S} = \begin{cases} S_{mosa} = \langle \mathcal{P}_P,\mathcal{L}_P,\mathcal{T}_{SC_P},\Delta_P\rangle = \langle HGA4m, offboard, 10, 1\%\rangle \\ S_{ifa} = \langle \mathcal{P}_R,\mathcal{L}_R,\mathcal{T}_{SC_R},\Delta_R,\mathcal{W}_R\rangle = \langle GA4s, onboard, 1, 1\%, 30\rangle \end{cases} \end{cases} \tag{5.1}$$

Os aspectos mencionados acima serão devidamente descritos por duas formulações matemáticas estocásticas. A primeira formulação, introduzida por Blackmore, Ono e Williams (2011) e utilizada em Arantes *et al.* (2016), resolve o problema de planejamento de rota ($\mathcal{P}_P$).

$$Minimizar \quad \sum_t \mathbf{u}_t^T \cdot \mathbf{u}_t \tag{5.2}$$

sujeito a:

$$\mathbf{x}_T = \mathbf{x}_{goal} \tag{5.3}$$

$$\mathbf{x}_{t+1} = \mathbb{A}\mathbf{x}_t + \mathbb{B}\mathbf{u}_t + \omega_t \qquad \forall(t) \tag{5.4}$$

$$\mathbf{x}_0 \sim \mathcal{N}(\hat{x}_0, \Sigma_{x_0}), \quad \omega_t \sim \mathcal{N}(0, \Sigma_{\omega_t}) \qquad \forall(t) \tag{5.5}$$

$$Pr\left[\bigwedge_j \bigwedge_t \mathbf{x}_t \notin \mathbb{O}_j^n\right] \geq 1 - \Delta_P \tag{5.6}$$

No modelo acima, o vetor de estado $\mathbf{x}_t$ tem as posições do veículo p e velocidades v, ambos no eixo (x,y), enquanto que o vetor de controle $\mathbf{u}_t$ possui aceleração, no eixo (x,y), definida pelas expressões 5.7.

$$\mathbf{x}_t := [p_x \; p_y \; v_x \; v_y]^T, \quad \mathbf{u}_t := [a_x \; a_y]^T \tag{5.7}$$

As entradas incluem a posição inicial $\hat{x}_0$, a posição objetivo $\hat{x}_{goal}$, as matrizes de controle da dinâmica do VANT $\mathbb{A}$ e $\mathbb{B}$ (Equação 5.8), o horizonte de planejamento $t = 0, 1, \cdots T$, o intervalo de tempo Δt, as incertezas externas ω_t e o nível de risco assumido no planejador Δ_P. As variáveis de decisão são os estados do VANT $\mathbf{x}_t$ e os controles $\mathbf{u}_t$ aplicados em cada instante de tempo t. A Função Objetivo 5.2 é o produto escalar dos controles que é minimizado durante o planejamento da missão. Essa medida pode estar relacionada ao consumo de combustível ou a distância percorrida. O estado do veículo $\mathbf{x}_T$ deve atingir a posição objetivo $\mathbf{x}_{goal}$ no final dessa missão através da Restrição 5.3. A transição de estados do veículo está descrita na Restrição 5.4, em que o primeiro estado $\mathbf{x}_0$ segue uma distribuição Gaussiana do estado inicial esperado $\hat{x}_0$ com matriz de covariância Σ_{x_0}, mostrada na Equação 5.9. Existe um ruído Gaussiano branco aditivo ω_t com matriz de covariância Σ_{ω_t}, expressa na Equação 5.9 aplicado a cada transição de estado. A Restrição 5.6 define que os estados do veículo $\mathbf{x}_t$ devem estar fora de todos os obstáculos $\mathbb{O}_j^n$ em todo tempo t. A expressão $Pr[\cdot] \geq 1 - \Delta_P$ reporta que a probabilidade do veículo estar fora de todos os obstáculos deve ser maior ou igual a $1 - \Delta_P$. Assim, a probabilidade de falha deve ser menor que Δ_P.

$$\mathbb{A} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & \Delta t & 0 \\ 0 & 1 & 0 & \Delta t \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}, \quad \mathbb{B} = \begin{pmatrix} \Delta t^2/2 & 0 \\ 0 & \Delta t^2/2 \\ \Delta t & 0 \\ 0 & \Delta t \end{pmatrix} \tag{5.8}$$

$$\Sigma_{x_0} = \begin{pmatrix} \sigma_A^2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_A^2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}, \quad \Sigma_{\omega_t} = \begin{pmatrix} \sigma_B^2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_B^2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \tag{5.9}$$

A seguir é descrita uma formulação matemática estocástica, introduzida por Arantes *et al.* (2015), que resolve o problema de replanejamento de rota ($\mathcal{P}_R$) sobre situações críticas.

$$Minimizar\ Pr\Big(\bigvee_j \mathbf{x}_T \in \mathbb{O}_j^p\Big) - Pr\Big(\bigvee_j \mathbf{x}_T \in \mathbb{O}_j^b\Big) \tag{5.10}$$

sujeito a:

$$\mathbf{x}_{t+1} = F_\Psi(\mathbf{x}_t, \mathbf{u}_t) + \omega_t \qquad \forall(t) \tag{5.11}$$

$$\mathbf{x}_0 \sim \mathcal{N}(\hat{x}_0, \Sigma_{x_0}), \quad \omega_t \sim \mathcal{N}(0, \Sigma_{\omega_t}) \qquad \forall(t) \tag{5.12}$$

$$Pr\left[\bigwedge_j \bigwedge_t \mathbf{x}_t \notin \mathbb{O}_j^n\right] \geq 1 - \Delta_R \tag{5.13}$$

$$\mathbf{x}_{t+1} = F_\Psi(\mathbf{x}_t, \mathbf{u}_t) \Leftrightarrow \begin{bmatrix} p_{t+1}^x \\ p_{t+1}^y \\ v_{t+1} \\ \alpha_{t+1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p_t^x + v_t \cdot cos(\alpha_t) \cdot \Delta t + a_t \cdot cos(\alpha_t) \cdot (\Delta t)^2/2 \\ p_t^y + v_t \cdot sen(\alpha_t) \cdot \Delta t + a_t \cdot sen(\alpha_t) \cdot (\Delta t)^2/2 \\ v_t + a_t \cdot \Delta t - \frac{F_D}{m} \cdot \Delta t \\ \alpha_t + \varepsilon_t \cdot \Delta t \end{bmatrix} \tag{5.14}$$

No modelo acima, o vetor de estado $\mathbf{x}_t$ tem as posições do veículo p (no eixo (x,y)), velocidades horizontal v e ângulo α, enquanto que o vetor de controle $\mathbf{u}_t$ possui aceleração a e variação angular ε, como definido pelas expressões 5.15.

$$\mathbf{x}_t := [p_x\ p_y\ v\ \alpha]^T, \quad \mathbf{u}_t := [a\ \varepsilon]^T \tag{5.15}$$

As entradas incluem a posição inicial $\hat{x}_0$ no momento da falha, a função de transição de estados não linear F_Ψ, o horizonte de planejamento $t = 0, 1, \cdots T$, o intervalo de tempo Δt, as incertezas externas ω_t e o nível de risco assumido no replanejador Δ_R. As variáveis de decisão são os estados do VANT $\mathbf{x}_t$ e os controles $\mathbf{u}_t$ aplicados em cada instante de tempo t. A Função Objetivo 5.10 define punições sobre a chance de pousar a aeronave sobre uma região penalizadora $\mathbb{O}_j^p$ e recompensas sobre a chance de pousar sobre regiões bonificadoras $\mathbb{O}_j^b$. A função de transição dos estados do veículo está descrita pela Restrição 5.11 e pela Equação 5.14, em que o primeiro estado $\mathbf{x}_0$ segue uma distribuição Gaussiana do estado esperado $\hat{x}_0$ com matriz de covariância Σ_{x_0}. O valor F_D modela a força de arrasto associada à resistência do ar. Um ruído Gaussiano branco ω_t com matriz de covariância Σ_{ω_t} é aplicado a cada transição. A Restrição 5.13 define que os estados do veículo devem estar fora dos obstáculos $\mathbb{O}_j^n$ em todo tempo t.

Acima foram apresentados dois modelos estocásticos. O primeiro mostrou uma modelagem que calcula rota entre dois pontos **A** e **B**, minimizando o consumo de combustível. O

método HGA4m possui uma modelagem semelhante a apresentada. O segundo apresentou uma modelagem que retorna uma rota emergencial, minimizando as chances de colidir com construções, buscando pousar sobre regiões atrativas. Os métodos GA4s, MPGA4s e DE4s possuem uma modelagem semelhante a essa. A Tabela 9 mostra uma representação dos problemas de planejamento e replanejamento de rotas. Ambos os problemas são resolvidos por técnicas de IA baseadas em computação evolutiva. Os genes em cada um dos modelos é obtido pelo controle $\mathbf{u}_t$ aplicado. O genótipo é a representação matemática da solução e o fenótipo é a solução encontrada no mundo real para o problema.

Tabela 9 – Resumo da representação do problema de planejamento/replanejamento de rotas.

Problema	Gene	Genótipo	Fenótipo	Função de *Fitness*
Planejamento de Rotas	Acelerações desejadas ($\mathbf{u}_t := [a_x\ a_y]^T$)	Vetor de *waypoints*	Rota da missão	Minimiza o gasto de combustível da aeronave
Replanejamento de Rotas	Aceleração e variação angular desejadas ($\mathbf{u}_t := [a\ \varepsilon]^T$)	Vetor de *waypoints*	Rota de pouso emergencial	Maximiza a chance de pousar em uma região bonificadora

Fonte: Elaborada pelo autor.

Ambos os modelos de planejador e replanejador calculam a rota em um espaço bidimensional (2D). Os pontos-alvo M_{goal} são especificados em um espaço 2D. Toda a missão é realizada em uma altitude de cruzeiro especificada pelo parâmetro M_{alt}. Dessa forma, a presente modelagem deve utilizar uma aeronave do tipo *Vertical Take-off and Landing* (VTOL), como, por exemplo, um quadricóptero. Aeronaves do tipo *Conventional Take-off and Landing* (CTOL), como o Ararinha, para serem suportadas na plataforma autônoma, necessitam de algumas alterações relacionadas ao momento do pouso e decolagem.

5.5 Considerações Finais

Este capítulo descreveu o cenário do problema abordado em maiores detalhes, em que um exemplo de planejamento de missão com situação crítica foi descrito e foram definidos os conjuntos de regiões mapeadas. A formalização do problema foi feita através da modelagem matemática apresentada. Assim, a partir do problema de execução da missão com segurança, descrito neste capítulo, uma arquitetura de hardware e software será elaborada visando fornecer à aeronave uma maior autonomia para tomadas de decisão.

CAPÍTULO

6

ARQUITETURA DE HARDWARE E SOFTWARE

“ A imaginação é mais importante que a ciência, porque a ciência é limitada, ao passo que a imaginação abrange o mundo inteiro. ”

Albert Einstein

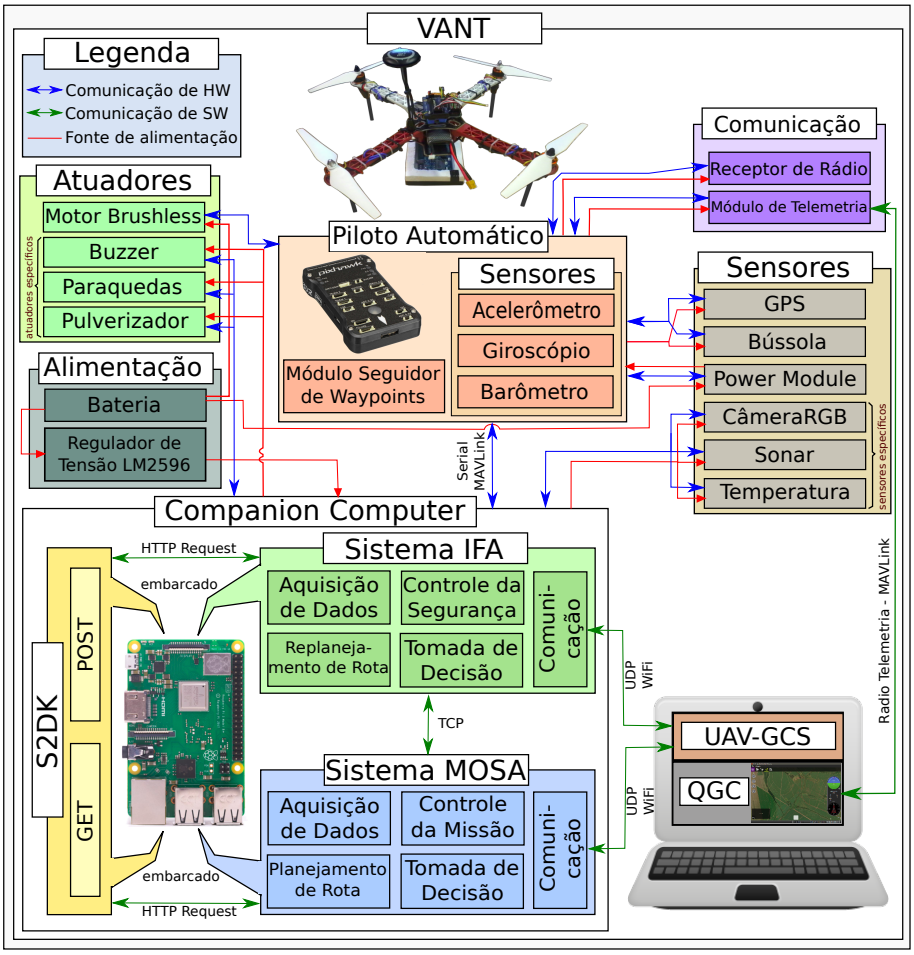
6.1 Considerações Iniciais

O presente capítulo apresentará a arquitetura de hardware e software elaborada, além de destacar os sistemas de comunicação e a construção da arquitetura de baixo custo.

A Figura 29 dá uma visão geral da arquitetura, apresentando os sete principais componentes de hardware: piloto automático, atuadores, sensores, comunicação, alimentação, computador embarcado e computador em solo. O piloto automático (AP) é responsável pela navegação, mantendo a aeronave na rota planejada. Os atuadores são os mecanismos que permitem o deslocamento e a execução das manobras do VANT. Os sensores são responsáveis pela captura de informações do ambiente e pelo auxílio à navegação, missão e segurança. A comunicação é responsável por receber comandos do controle de rádio e enviar dados através do módulo de telemetria. A alimentação é responsável por fornecer energia para todo o sistema de hardware. O computador embarcado é incorporado e hospeda os sistemas que fornecem o nível desejado de autonomia: MOSA, IFA e S2DK. Finalmente, tem-se o computador em solo, em que o sistema UAV-GCS é responsável por enviar todas as atualizações para o CC. Todavia, ele deve funcionar mais como um sistema de suporte ao invés de um sistema de tomada de decisão.

As próximas seções detalharão toda a arquitetura.

Figura 29 – Visão geral da arquitetura proposta.



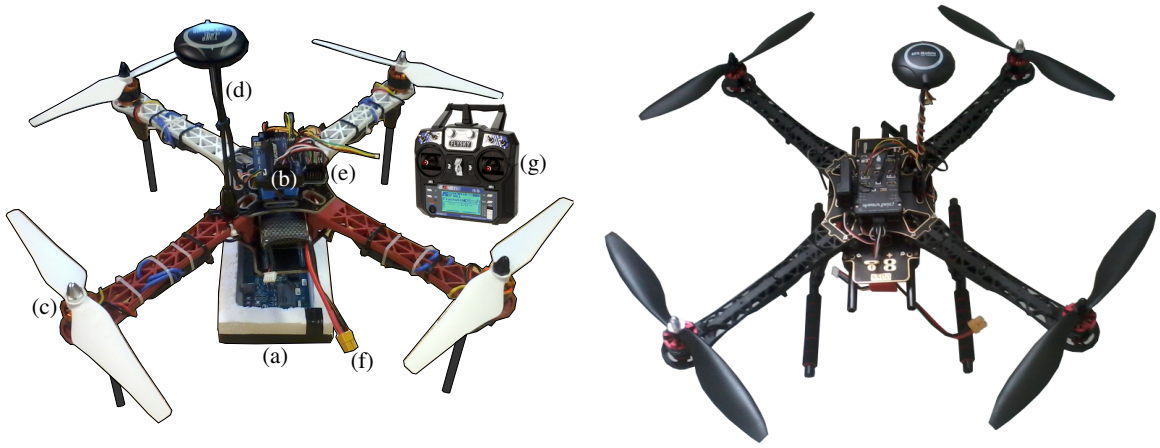
Fonte: Elaborada pelo autor.

6.2 Arquitetura de Hardware do VANT

O primeiro passo deste trabalho foi construir o VANT, chamado iDroneAlpha, apresentado na Figura 30a com os seguintes componentes: (a) *Companion Computer* (CC) Intel Edison; (b) piloto automático APM v2.8; (c) conjunto de motores (JMT D2212 920kV), ESC (Simonk 30A) e hélice (9x47); (d) módulo de GPS com bússola (Ublox NEO-6M); (e) receptor do controle de rádio (Flysky FS-iA6), telemetria; (f) bateria (Venom 3S 2200mAh 11.1V LiPo), *power module*; (g) controle de rádio (Flysky FS-i6).

Um voo controlado por rádio ou pré-planejado com os equipamentos descritos nos itens (b) a (g) pode ser executado. Com a inclusão do item (a), torna-se possível incorporar os sistemas de execução de missão e de segurança que forneçam o nível de autonomia desejado. Na Figura 30b, é apresentado o VANT iDroneBeta também construído e utilizado nos experimentos. Durante essa tese, outros dois VANTs foram construídos no Laboratório de Computação Reconfigurável (LCR), no ICMC/USP. O tempo de voo suportado pelo iDroneAlpha é de cerca de 7 minutos e suas dimensões são 55cm x 57 cm x 32 cm. Algumas informações dos VANTs

Figura 30 – Hardware dos VANTs utilizados nos experimentos.



(a) iDroneAlpha. (b) iDroneBeta.

Fonte: Elaborada pelo autor.

iDroneAlpha e iDroneBeta estão sintetizadas na Tabela 1.

6.3 Arquitetura de Software do VANT

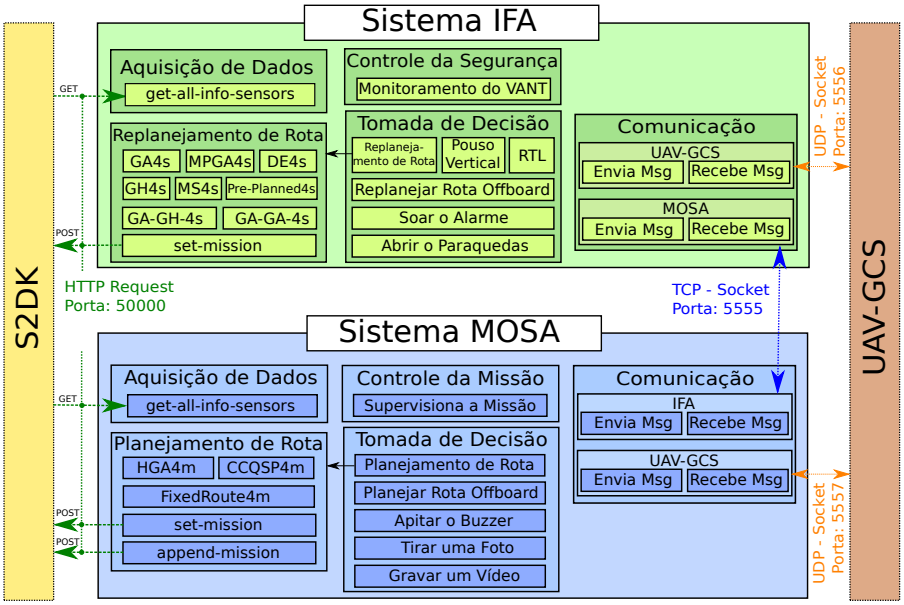
A arquitetura de software do VANT é projetada para separar a execução da missão (MOSA) do sistema de gerenciamento de segurança/monitoramento da aeronave (IFA). Há também o sistema *Services to DroneKit* (S2DK), que inclui um conjunto de serviços desenvolvidos sobre a API do Dronekit. Por fim, tem-se o sistema UAV-GCS, que é uma estação de controle de solo desenvolvida para acompanhar e atualizar a missão. A Figura 31 mostra os quatro principais sistemas da arquitetura proposta.

Dentro dos sistemas MOSA e IFA, um conjunto de módulos foi implementado a fim de garantir o cumprimento efetivo da missão, levando em conta aspectos relacionados à segurança. Nesse contexto, MOSA e IFA são sistemas compostos por alguns módulos em comum: Aquisição de Dados, Comunicação, (Re)Planejamento de Rota e Tomada de Decisão.

A aquisição de dados solicita informações dos sensores da aeronave através do protocolo HTTP *request*. O módulo de comunicação permite que o MOSA e o IFA conversem entre si, bem como com a estação de controle de solo (GCS). O planejamento de rota possui os algoritmos responsáveis por definir as trajetórias. Depois que os módulos planejamento de rota ou replanejamento de rota retornam uma rota, ela é convertida para o formato *JavaScript Object Notation* (JSON) e enviada para a aeronave por meio de mensagens POST. Essas mensagens são convertidas em comandos MAVLink e enviadas para o AP, que passa a seguir a rota estabelecida.

A tomada de decisão executa diferentes tarefas em relação ao MOSA e ao IFA. Esse módulo é capaz de iniciar outro módulo externo ao MOSA, por exemplo, atualizar a trajetória

Figura 31 – Módulos e comunicação entre os sistemas MOSA, IFA, S2DK e UAV-GCS.



Fonte: Elaborada pelo autor.

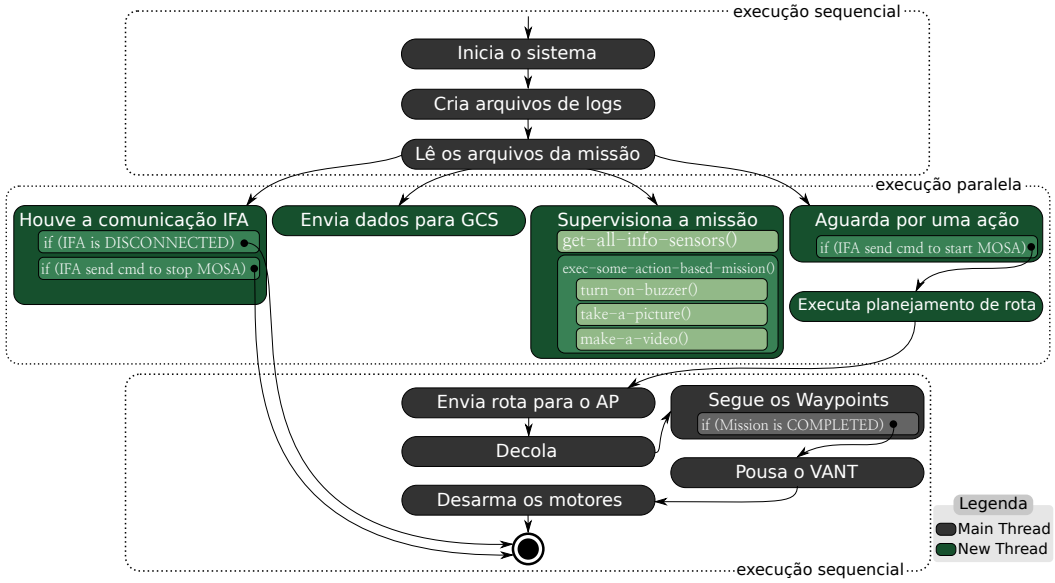
após novos pontos-alvo terem sido definidos a partir da GCS. No IFA, o módulo de Tomada de Decisão executa ações apenas em relação a situações críticas. A título de exemplo, esse módulo pode fazer um replanejamento de caminho para pouso de emergência, ou realizar um *Return To Launch* (RTL), ou executar um pouso na vertical, ou ainda, acionar o paraquedas. Os módulos de planejamento de rota e replanejamento de rota são os que consomem mais processamento nessa arquitetura embarcada, uma vez que tais problemas são considerados de difícil solução por serem classificados como não convexos e não lineares. O Capítulo 7 apresentará todos os planejadores e replanejadores utilizados.

Todos os planejadores e replanejadores utilizados fazem uso de alocação de risco, como estabelecido em Blackmore, Ono e Williams (2011), Ono, Williams e Blackmore (2013). Em um estudo feito por Arantes *et al.* (2017a), estimou-se que o computador embarcado Intel Edison é da ordem de oito vezes mais lento que um computador PC tradicional. Dessa forma, foi desenvolvido o suporte para execução desses planejadores tanto *onboard* quanto *offboard*, a fim de acelerar os cálculos. Quando deseja-se fazer o cálculo *offboard*, uma requisição é enviada para o UAV-GCS com todos os parâmetros e dados necessários para que o planejador encontre a rota. O computador em solo faz o cálculo/processamento enviando a resposta/rota à aeronave. Os módulos Planeja Rota *Offboard* e Replaneja Rota *Offboard*, na Figura 31, são os responsáveis por enviar tais requisições para o computador de solo.

O MOSA possui o módulo Controle da Missão que supervisiona as tarefas relacionadas à execução da missão. A Figura 32 ilustra como esse módulo cuida da missão. Primeiro, o sistema é iniciado, criando alguns arquivos de *log* e lendo as entradas sobre a missão. Em seguida, quatro *threads* são executadas em paralelo. A primeira *thread* é responsável pela comunicação

com o IFA; a segunda envia dados à GCS; a terceira supervisiona a execução da missão; e a quarta executa ações, como o planejamento de uma nova rota. Depois de completar a missão, o sistema pousa a aeronave e desarma os motores, finalizando o fluxo de execução. Durante toda a execução da missão, esse sistema é capaz de fazer a tirada de fotografias, gravar vídeos, ou mesmo, acionar o *buzzer* após algum evento de interesse ocorrer.

Figura 32 – Fluxo de execução para o módulo de controle da missão no MOSA.

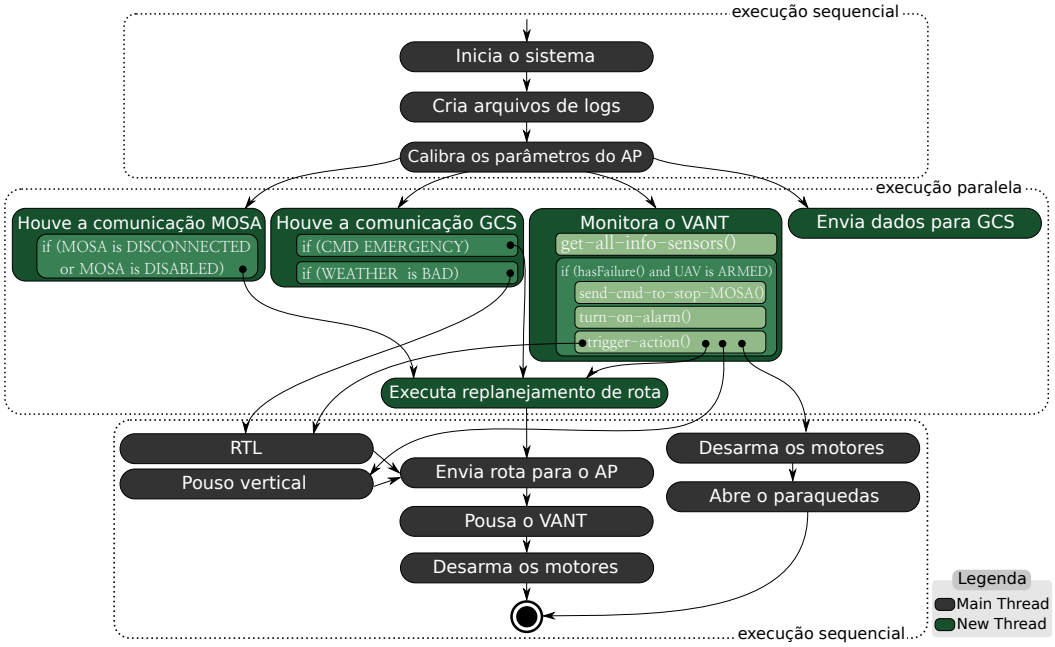


Fonte: Elaborada pelo autor.

O Controle de Segurança no IFA gerencia todos os subsistemas, como mostra a Figura 33. Nesse caso, a criação do arquivo de *log* é seguida pela calibração dos parâmetros do AP. Posteriormente, quatro *threads* também são ativadas: a primeira *thread* se comunica com o MOSA, a segunda se comunica com a GCS, a terceira supervisiona a segurança e a operação da aeronave e a quarta envia dados para a GCS. Se alguma situação crítica for detectada, o IFA assume o controle e uma ação relacionada à segurança da aeronave é executada. Por exemplo, se um pouso de emergência for exigido, o replanejador é chamado, a trajetória é definida e os *waypoints* são enviados para o AP. Nesta situação, o VANT será pousado pelo IFA, os motores serão desarmados e o sistema será desligado.

Com base no fluxo de execução dos sistemas MOSA e IFA das figuras 32 e 33, podemos definir um conjunto de ações que esses sistemas devem executar para cumprir a missão. A Figura 34 sintetiza, através de um fluxograma, o conjunto de ações nas quais o MOSA realiza a calibração dos sistemas e executa o planejamento de rota. Em seguida, a aeronave decola e sobe até alcançar a altitude de cruzeiro, segue os *waypoints* da missão e, finalmente, pousa. Em paralelo com o MOSA, o sistema IFA também executa a calibração do sistema (por exemplo, alterar alguns parâmetros do AP, como altitude do RTL) e monitora os sensores verificando possíveis situações críticas. No caso de acontecer alguma falha enquanto a aeronave estiver

Figura 33 – Fluxo de execução para o módulo do gerenciador de segurança no IFA.



Fonte: Elaborada pelo autor.

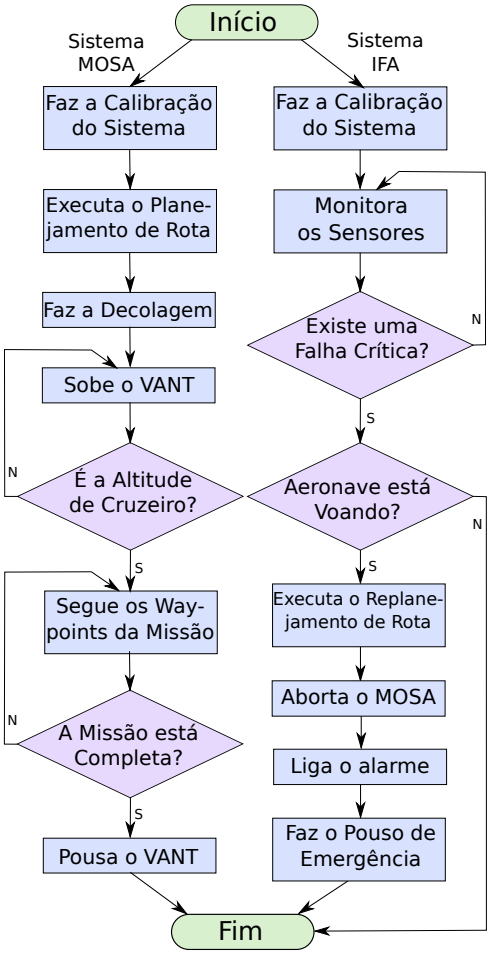
voando, uma nova rota é calculada, o alarme é disparado e a aeronave pousa, abortando a missão atual.

O sistema IFA incorpora alguns recursos essenciais, caso alguma falha crítica ocorra, como: capacidade do sistema reagir em tempo real e fazer o recálculo de rota trazendo a aeronave até o solo com segurança; capacidade de reagir de maneira distinta a diferentes problemas ocorridos com ações, como executar um novo planejamento de caminho, fazer um RTL, um pouso na vertical ou disparar um alarme sonoro a fim de alertar as pessoas que se encontrarem nas proximidades.

Tanto o IFA quanto o MOSA podem acessar os dados da aeronave através do sistema *Services to DroneKit* (S2DK), mostrado na Figura 35. O S2DK é uma aplicação desenvolvida que utiliza o Dronekit como API. O Dronekit é uma biblioteca, que fornece recursos que facilitam o controle do VANT [1]. O Dronekit traduz os comandos desejados para o protocolo MAVLink que é entendido pelo AP. Os serviços implementados no S2DK respondem a solicitações HTTP *request* por meio dos métodos GET e POST. Esse tipo de comunicação ocorre em apenas uma direção. No entanto, ao contrário da comunicação *socket*, a aplicação não pode iniciar uma comunicação, mas apenas processá-la e respondê-la. Esse é um aspecto relevante, pois qualquer aplicação pode acessar os dados de sensores da aeronave, independentemente da linguagem de programação. O acesso desses dados ocorre através do método GET. Outra funcionalidade importante é a definição de ações a serem seguidas pelo VANT. As definições de ações são feitas através do método POST, em que os dados necessários para a tomada de decisão pelo AP são

[1] <http://dronekit.io/>

Figura 34 – Fluxograma de execução dos sistemas MOSA e IFA.



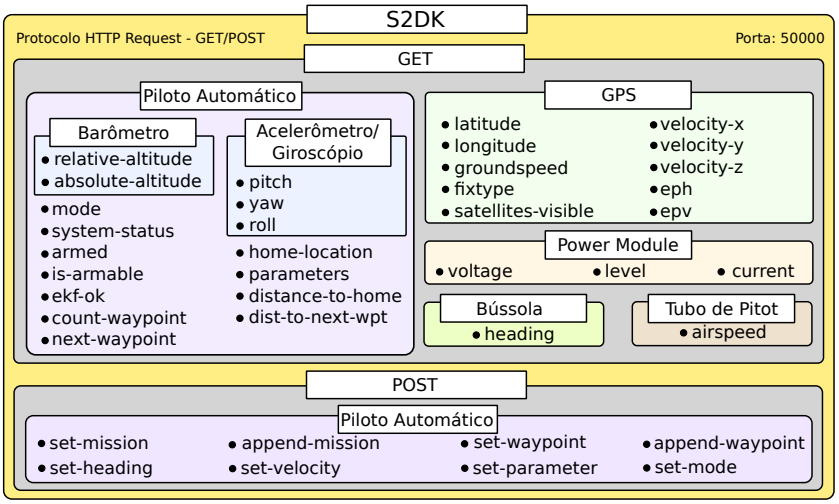
Fonte: Elaborada pelo autor.

anexados ao cabeçalho da mensagem.

Através dos serviços fornecidos pelo método GET, é possível acessar dados do AP, barômetro, acelerômetro, GPS, bússola, *power module* e tubo de Pitot. Isso torna possível solicitar informações sobre latitude, longitude, altitude (relativa, absoluta), orientação, velocidade no solo, velocidade no ar, *pitch*, *yaw*, *roll*, tensão, nível de bateria, entre outros. A Figura 35 esquematiza esses dados fornecidos pelo S2DK e o componente de hardware responsável por responder a essas solicitações. As informações do método GET e POST são entregues no formato JSON, o que facilita o processo de leitura/gravação.

Outro recurso fornecido pelo S2DK é a definição das ações executadas pela aeronave através do método POST. As seguintes ações são suportadas por este serviço: `set-mission`, `append-mission`, `set-waypoint`, `append-waypoint`, `set-heading`, `set-velocity`, `set-mode` e `set-parameter`. O `set-mission` permite mudar toda a missão, dessa maneira, a missão anterior é sobrescrita por uma nova missão no AP, durante o voo. Outra função disponível é a `append-mission`, que pode adicionar uma nova missão no final da missão atual durante o voo.

Figura 35 – Serviços e operações disponíveis através do sistema S2DK.



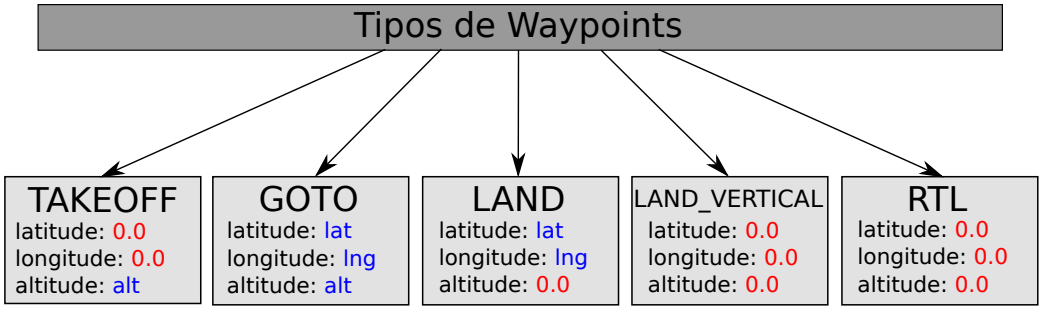
Fonte: Elaborada pelo autor.

O S2DK disponibiliza um conjunto de funcionalidades para que outras aplicações possam utilizar e fazer um gerenciamento completo do voo do VANT. Os sistemas IFA e MOSA utilizam os recursos do S2DK ao criar um gerenciador inteligente que é capaz de fazer voos autônomos.

Os comandos `set-mission`, `append-mission`, `set-waypoint`, `append-waypoint` utilizam internamente, de alguma forma, um *waypoint*. Desse modo, precisamos definir formalmente o que é um *waypoint*. Um *waypoint* é aqui tratado como um local específico no espaço 3D, definido por uma coordenada (lat, lng, alt). Uma rota ou missão possui, em geral, um conjunto de *waypoints* estabelecidos. Um único *waypoint* pode ser utilizado para diversos fins, como: navegação, decolagem, pouso, entre outros. Os seguintes tipos de *waypoints* estão disponíveis nos sistemas MOSA, IFA e S2DK: `TAKEOFF`, `GOTO`, `LAND`, `LAND_VERTICAL` e `RTL`. A Figura 36 apresenta um esquema deles e, a seguir, é apresentada uma breve descrição.

- **TAKEOFF**: *waypoint* que especifica o procedimento de decolagem da aeronave. Necessita de um argumento: a altitude;
- **GOTO**: *waypoint* que especifica o procedimento de navegação para uma determinada localização geográfica. Necessita de três argumentos: a latitude, a longitude e a altitude;
- **LAND**: *waypoint* que especifica o procedimento de pouso em uma determinada coordenada geográfica. Necessita de dois argumentos: a latitude e a longitude;
- **LAND_VERTICAL**: *waypoint* que especifica o procedimento de pouso na vertical na localização corrente. Não necessita de argumentos;
- **RTL**: *waypoint* que especifica o procedimento de RTL a partir da localização corrente. Não necessita de argumentos.

Figura 36 – Tipos de *waypoints* definidos na arquitetura proposta.

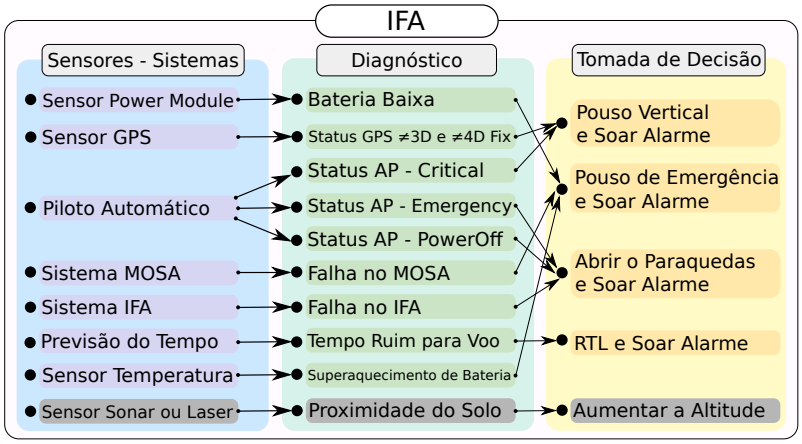


Fonte: Elaborada pelo autor.

Todos os *waypoints* possuem os campos/argumentos latitude, longitude e altitude. No entanto, alguns valores não são necessários, dessa forma, são definidos como zero.

Um sistema robusto de detecção, diagnóstico e tomada de decisão foi implementado na plataforma IFA. Para detectar algum evento de comportamento anormal, sensores específicos ou sistema de software foram utilizados. Uma etapa de diagnóstico começa nos dados do sensor e do sistema, em seguida, uma ação deve ser feita pelo sistema de tomada de decisão. A Figura 37 mostra as etapas envolvidas desde a detecção até a tomada de decisão pelo sistema IFA. A título de exemplo, se a aeronave tiver um sensor de *Power Module* detectando o nível da bateria, um diagnóstico pode ser estabelecido a partir do nível da bateria. Um diagnóstico de bateria baixa se torna simples comparando o nível atual com um limite (limiar), em que o sistema executa uma ação de segurança quando o limite é violado. A ação tomada pelo sistema, nesse caso, é fazer o pouso emergencial com disparo de um alarme sonoro alertando as pessoas em solo que houve uma falha crítica e que aeronave irá pousar rapidamente.

Figura 37 – Detecção, diagnóstico e tomada de decisão do sistema IFA.



Fonte: Elaborada pelo autor.

Outros sensores/sistemas são mostrados na Figura 37, como GPS, Piloto Automático e Sistema de Previsão do Tempo, entre outros. Diferentes diagnósticos também podem ser

avaliados através desses componentes. Por exemplo, uma condição de tempo ruim pode revelar que a aeronave deve abortar a missão atual e acionar uma ação de RTL. Outro exemplo, é utilizar o *status* do GPS como métrica para efetuar um pouso na vertical e soar o alarme, caso essa medida não seja 3D ou 4D *fix*. Um valor de *status* do GPS de 1D ou 2D *fix* indica que poucos satélites estão sendo captados, dessa forma, a aeronave pode perder/errar a sua localização.

Uma das ideias originais do sistema IFA é o sistema gerenciador de falhas que pode ser representado por uma matriz bidimensional. Essa matriz possui dois componentes principais: eventos (diagnósticos) e ações (tomada de decisão). O mapeamento feito por essa matriz associa um dado evento a uma ação. A ideia era que essa matriz fosse evoluindo aos poucos através da necessidade e conhecimento do projetista. Assim, através desse aprendizado se construiriam as regras do sistema. Esse conjunto de regras aumenta a autonomia do sistema IFA para reagir a diversos eventos que podem levar o VANT a uma falha crítica. A Figura 37 mapeia todo o conhecimento de falhas obtido durante este trabalho, não utilizando a representação matricial, mas sim empregando um fluxo para tomada de decisão.

O Capítulo 9 descreve e avalia um conjunto de detecções, diagnósticos e ações diferentes. Vale ressaltar que o projeto da arquitetura de software permite adicionar ou substituir diferentes equipamentos de hardware e módulos de software, lembrando um sistema *Plug and Play* (P&P). Existe um arquivo de configurações que descreve os componentes de hardware existentes, quais componentes de software serão utilizados, qual é a aplicação a ser executada, entre outras configurações. Um fragmento desse arquivo pode ser visto em Apêndice A. A Equação 5.1 mostra alguns desses parâmetros configuráveis que tornam a arquitetura P&P. A arquitetura introduzida permite também a execução de diferentes tipos de missões, garante requisitos de segurança de voo em tempo real e fornece um maior nível de autonomia para a aeronave.

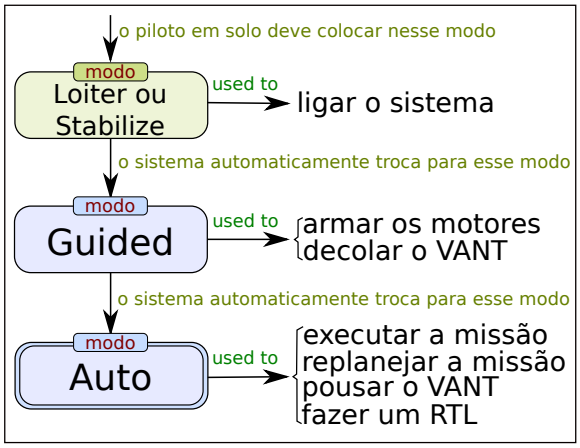
Os modos de voo utilizados pelo dronekit para a realização da missão autônoma, **Guided** e **Auto**, foram brevemente explicados no Quadro 1. A Figura 38 esquematiza o seu fluxo e explica o momento que cada um é utilizado. Inicialmente, a aeronave está em **Loiter** ou **Stabilize**, que são utilizados apenas para ligar a aeronave. Ao iniciar os sistemas MOSA e IFA, o modo é trocado para **Guided** e um plano de voo é estabelecido pelo MOSA. O **Guided** é utilizado apenas na etapa de decolagem. Por fim, o modo é chaveado para **Auto** após a aeronave atingir a altitude de cruzeiro, permanecendo nesse modo até concluir a missão. Como mencionado anteriormente, uma condição de tempo ruim ao voo pode levar o sistema IFA a chavear automaticamente para RTL. Vale ressaltar que o RTL não é um modo de voo, ele é um comando interno ao **Auto**, porém seu funcionamento é igual ao modo **RTL** definido pelo controle de rádio.

Um mecanismo de segurança adicional foi implementado dentro do sistema IFA a fim de permitir que o piloto em solo (usuário) aborte o sistema autônomo (sistemas MOSA e IFA). Esse mecanismo é acionado caso o piloto, usando o controle de rádio ou via GCS, coloque em modo **RLT** a aeronave. Dessa maneira, os sistemas IFA e MOSA seriam automaticamente encerrados e todo o controle passaria a ser obtido através do controle de rádio ou da GCS. Esse recurso de

segurança foi implementado para que o sistema autônomo seja interrompido quando o piloto em solo desejar.

Os pilotos automáticos utilizados, como APM e Pixhawk, possuem mecanismos internos implementados para lidar com falhas, chamados de *FailSafe*[2]. Como este trabalho lida com falhas, em geral simuladas, esse recurso do AP (*FailSafe*) foi desabilitado para que se tenha certeza que as tomadas de decisão feitas pelo AP estejam utilizando o sistema implementado e não as tomadas de decisão nativas do AP. Outro motivo para desabilitar o mecanismo de *FailSafe* é que ele muda o modo de voo toda vez que ocorre uma falha, assim, o sistema autônomo ficaria brigando com o sistema de tomada de decisão do piloto automático.

Figura 38 – Fluxo de transição dos modos de voo do sistema autônomo implementado.



Fonte: Elaborada pelo autor.

Como podemos observar nas Figuras 29 e 31, o sistema controlador da missão (MOSA) foi implementado de maneira genérica o suficiente para se comunicar com os dados obtidos por um sistema de processamento de imagem (câmera RGB) ou um sistema de pulverização. Tais sistemas podem ser integrados ao MOSA conjuntamente ou separadamente. O sistema controlador da missão supervisiona se, por exemplo, numa aplicação de pulverização de plantação, se o sistema de aspersão é acionado como esperado quando o VANT atinge a região alvo. No caso do uso de uma câmera, o sistema pode supervisionar, por exemplo, se a obtenção das imagens está ocorrendo.

Assim, diferente do que foi proposto na arquitetura descrita em Xue *et al.* (2016), o módulo de planejamento de rota está embarcado e faz parte do controle da missão, que passa a ser responsável por enviar os *waypoints* para o piloto automático. Isso se justifica, já que um mesmo algoritmo que planeja ou replaneja uma trajetória pode ser aplicado a diferentes missões, além de dar a aeronave uma maior autonomia. Em Xue *et al.* (2016), um microcontrolador é utilizado para controlar a aspersão sobre as plantações, enquanto nesta tese, esse controle utiliza

[2] <http://ardupilot.org/copter/docs/failsafe-landing-page.html>

um *companion computer*, que permite a aeronave fazer outras tarefas simultaneamente sem adicionar custos à aeronave.

Por último, a arquitetura definida em Ramasamy *et al.* (2016) não foca em uma aplicação específica, porém os autores propõem o desenvolvimento de sistemas mais elaborados para controle da execução da trajetória. Nesse caso, o planejamento da rota ocorre na estação de solo e o controle da trajetória é realizado parcialmente pelo sistema embarcado em tempo real. Os autores em Ramasamy *et al.* (2016), dada a tecnologia empregada, conseguem evitar obstáculos e executar manobras na aeronave com maior precisão e segurança. Sistemas semelhantes poderiam ser incorporados ao módulo IFA aqui proposto. Nesse sentido, se um obstáculo ou outra aeronave aparecesse durante a execução da missão, detectada por um sensor como o LIDAR, o sistema IFA tomaria o controle da trajetória da aeronave e executaria as manobras evasivas necessárias para evitar colisão, retornando o controle ao MOSA em seguida.

O sistema de detecção e desvio de obstáculo, proposto em Chiaramonte (2018), pode ser entendido, como dois módulos de segurança em voo. O módulo de detecção poderia ser incorporado dentro do sistema IFA, já o módulo de desvio não seria necessário, uma vez que o IFA possui módulos que são capazes de alterar/desviar a rota.

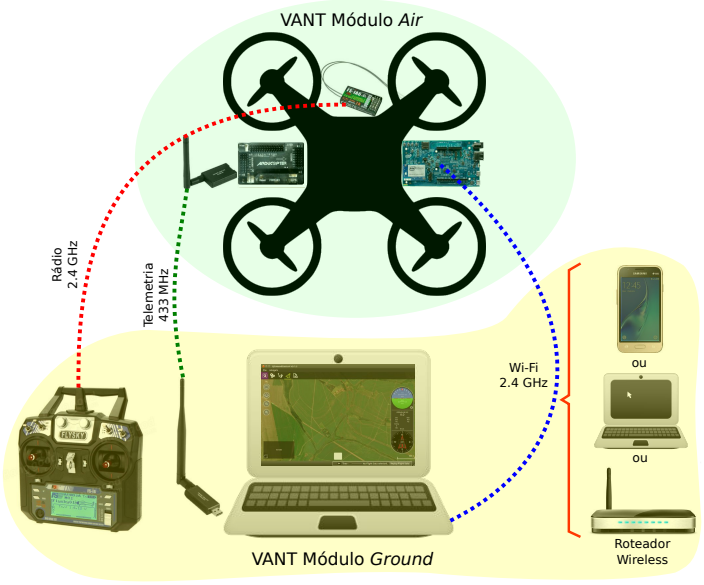
Conceitos relacionados a sistemas para controle de trajetórias, como descritos em Prodan *et al.* (2013), Ramasamy *et al.* (2016), e sistemas capazes de mitigar falhas, como apresentados em Morozov e Janschek (2016), Arantes *et al.* (2015), Arantes (2016), foram integrados à arquitetura proposta. O desenvolvimento de cada módulo passou por implementações em software e integração de hardware de modo similar às metodologias adotadas em Brown, Estabrook e Franklin (2011), Xue *et al.* (2016), Ramasamy *et al.* (2016), Morozov e Janschek (2016).

6.4 Sistemas de Comunicação do VANT

As opções de comunicação utilizadas estão ilustradas na Figura 39, como Controle de Rádio (RC, do inglês *Radio Control*), telemetria e Wi-Fi. A presença do RC em nossa arquitetura é apenas uma medida de segurança, já que o VANT voa autonomamente. O RC se comunica a 2,4 GHz com o seu receptor localizado no VANT. A telemetria é empregada nesse trabalho, para enviar dados de voo para a GCS, como por exemplo, o QGroundControl, e essa comunicação ocorre a 433 MHz. A conexão Wi-Fi ocorre entre a GCS e o CC embarcado no VANT. Para que a rede Wi-Fi esteja disponível em campo, pode-se utilizar diversas formas, como notebook ou celular, ambos no modo *hotspot*, ou, ainda, um roteador Wi-Fi. Todas as três opções foram avaliadas e efetuaram-se voos reais com todas elas. Dentre essas opções, estamos utilizando o roteamento através do celular. O projetista da missão se conecta ao computador de bordo através do protocolo *Secure Shell* (SSH).

A Figura 40 dá alguns detalhes sobre os sistemas de comunicação. O agente (usuário ou piloto) pode interagir diretamente com o AP através do RC. Se o agente quiser interagir com

Figura 39 – Sistemas de comunicação disponíveis no VANT utilizado.



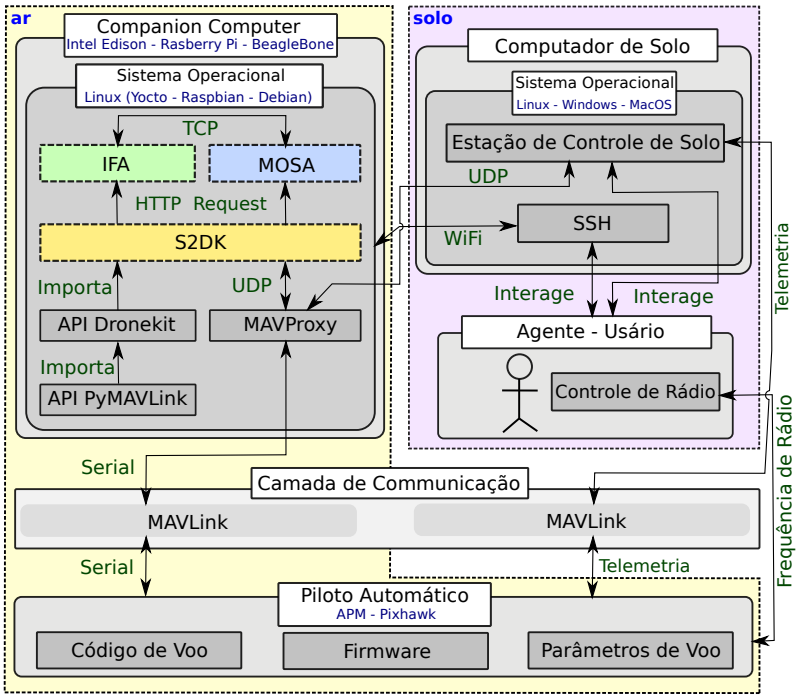
Fonte: Elaborada pelo autor.

o CC, ele deve utilizar um terminal SSH. A comunicação com o VANT começa enviando um sinal para acionar os sistemas IFA e MOSA. A Raspberry Pi, a Intel Edison e a BeagleBone Black executam o sistema operacional Linux (Raspbian, Yocto e Debian, respectivamente). A API PyMAVLink é uma biblioteca para comunicação através do protocolo MAVLink. A API do Dronekit tem um conjunto de comandos de alto nível, que pode ser traduzido para MAVLink, permitindo que os sistemas controlem o VANT. O MAVProxy é uma GCS e um *proxy* que abre um conjunto de portas para comunicação entre diversas GCS e o AP. Outra maneira dele interagir com o AP é utilizando uma GCS.

A comunicação entre os sistemas IFA e MOSA ocorre através do protocolo de rede TCP/IP, utilizando *sockets*. O sistema IFA é o servidor e o MOSA é o cliente na aplicação, indicando a ordem de inicialização de cada sistema.

A Figura 41 mostra detalhadamente como as mensagens são enviadas. Uma vez iniciado o sistema MOSA, ele informa ao IFA que está pronto (mensagem: `MOSA->IFA[INITIALIZED]`, leia-se o MOSA diz ao IFA que está inicializado). Em seguida, o IFA informa a localização do *home* da aeronave (*homelocation*), parâmetro importante durante o voo, (mensagem: `IFA->MOSA[HOMELOCATION][DATA...]`, leia-se o IFA diz ao MOSA o *homelocation* através dos dados enviados). Posteriormente, o IFA informa que o MOSA pode iniciar o cálculo da rota a ser seguida. Assim que esse cálculo termina, o MOSA informa ao IFA que a execução da rota já foi iniciada. Durante a missão, se o IFA detectar uma falha, o MOSA será parado e uma rota de emergência será calculada pelo IFA. Finalmente, se durante a execução da missão ocorrer alguma falha no MOSA, o IFA é avisado sobre tal ocorrência, iniciando uma rota de emergência. É através desse protocolo de mensagens simples que ocorre toda a comunicação

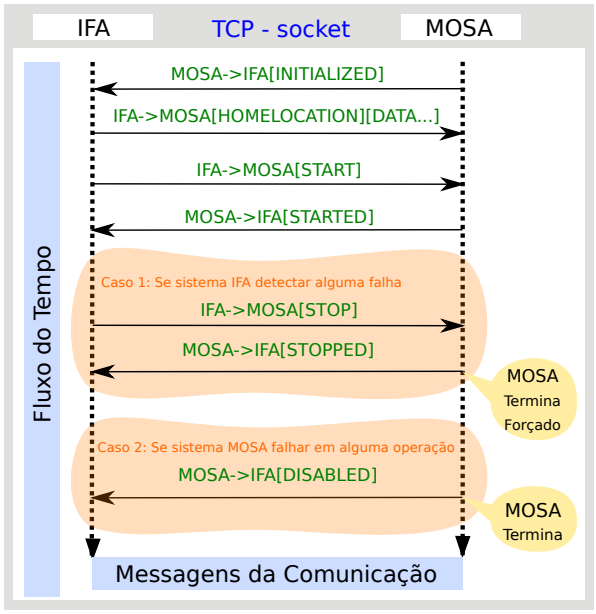
Figura 40 – Comunicação e interação entre os módulos/componentes do CC, AP e PC.



Fonte: Elaborada pelo autor.

entre os sistemas MOSA e IFA.

Figura 41 – Trocas de mensagens de comunicação entre o MOSA e o IFA.



Fonte: Elaborada pelo autor.

6.5 Arquitetura de Baixo Custo

Um dos objetivos deste trabalho é a construção de uma arquitetura de hardware de baixo custo. A seguir, na Tabela 10, estão descritos os principais equipamentos de hardware utilizados na construção dos VANTs. De maneira geral, os componentes descritos foram separados em componentes que voarão com a aeronave (*air*) e os componentes que ficarão em solo (*ground*).

Tabela 10 – Preços e pesos médios dos equipamentos utilizados na arquitetura de hardware.

Local de Uso	Equipamento	Modelo/Empresa	Preço[3]	Peso (g)
Air	*Frame* + Motores + ESCs + Hélices	iDroneAlpha	US$146,00	725 g
Air	Bateria	Venom 2200 mAh	US$10,79	145 g
Air	Piloto Automático	APM v2.8	US$27,00	31 g
Air	Piloto Automático	Pixhawk v1	US$65,00	38 g
Air	*Companion Computer*	Intel Edison	US$85,00	63 g
Air	*Companion Computer*	Raspberry Pi 3	US$34,00	92 g
Air	*Companion Computer*	BeagleBone Black	US$69,00	38 g
Air	GPS	uBlox Neo-6M	US$19,99	39 g
Air	Receptor de Rádio	FlySky FS-iA6	US$14,99	7 g
Air	Telemetria *Air*	Readytosky 3DR	US$11,98	21 g
Air	*Power Module*	HobbySoar	US$12,69	17 g
Air	Câmera Raspberry Pi	Module V2 - 8MP	US$28,50	4 g
Air	*Buzzer*	Cylewet	US$1,00	2 g
Air	Alarme de Bateria	DLFPV	US$5,59	9 g
Air	Conversor USB para TTL	PL2303	US$6,99	5 g
Air	Regulador de Tensão	LM2596	US$2,00	11 g
Ground	Controle de Rádio	FlySky FS-i6-M2	US$50,09	396 g
Ground	Telemetria *Ground*	Readytosky 3DR	US$11,98	21 g

Fonte: Elaborada pelo autor.

De forma geral, todos os softwares utilizados são gratuitos, com exceção do X-Plane. Entretanto, nesta pesquisa utiliza-se a versão trial desse simulador, não existindo custos associados a softwares. Assim, os únicos gastos do VANT são relativos ao custo de hardware. O custo total do iDroneAlpha é de US$374,60 e seu peso é de 1079 gramas. Esta lista de equipamentos não está totalmente completa, já que, em solo, ficarão, além do controle de rádio e telemetria *ground*, um computador (notebook) para acompanhar a missão, um celular utilizado como roteador Wi-Fi e no ar poderá existir paraquedas e outros atuadores/sensores a bordo da aeronave.

Assim, o objetivo de se propor uma arquitetura de baixo custo foi alcançado ao se construir um VANT utilizando aproximadamente US$375,00 considerando um peso por volta de 1,5 kg, incluindo carga útil (*payload*). Foi assumido neste trabalho que uma arquitetura de baixo custo deve ter custo operacional de no máximo US$1000,00. Desse modo, nossa arquitetura se encaixa nessa categoria. Consideramos também o aspecto de baixo peso, um valor abaixo de 5,0 kg é assumido. Pensando nesses limiares estabelecidos e na classificação proposta por Watts,

[3] Preços obtidos, em geral, através dos sites www.amazon.com e hobbyking.com

Ambrosia e Hinkley (2012), Heffner e Foucher (2017), mostrada na Figura 2, esta tese abrange veículos da categoria *Micro Aerial Vehicle* (MAV), como já dito anteriormente.

6.6 Considerações Finais

Este capítulo apresentou a arquitetura proposta, destacando seus aspectos de hardware, de software, de comunicação e como as arquiteturas da literatura poderiam ser encaixadas neste trabalho. Nos aspectos relacionados ao hardware, são destacados os VANTs produzidos e utilizados nos experimentos: iDroneAlpha e iDroneBeta. Nos aspectos relacionados ao software, são destacados os sistemas IFA, MOSA, S2DK e UAV-GCS. Nos aspectos relacionados a comunicação, deu-se destaque às comunicações entre os dispositivos e como é feita a comunicação interna no software.

O capítulo seguinte apresentará o metodologia utilizada no desenvolvimento da arquitetura.

CAPÍTULO

7

METODOLOGIA

“ O ignorante afirma, o sábio duvida, o sensato reflete. ”

Aristóteles

7.1 Considerações Iniciais

O presente capítulo apresentará os planejadores e replanejadores de rotas utilizados. Posteriormente, será mostrado um protocolo definido para especificação do mapa e da missão a serem utilizados nos voos autônomos. Também serão apresentadas a forma de avaliação da arquitetura e a maneira como foram feitas as conexões de hardware nos experimentos *Hardware-In-The-Loop* (HITL) e nos voos reais. Por fim, o *framework* ProOF que foi utilizado para o desenvolvimento dos métodos será brevemente mostrado.

7.2 Planejamento e Replanejamento de Rota do VANT

A Figura 31, que apresenta a arquitetura de software dos sistemas MOSA e IFA, mostra o módulo de planejamento de rota. Esse módulo fica integrado ao sistema MOSA e dá suporte aos seguintes algoritmos: HGA4m, CCQSP4m e FixedRoute4m. Eles serão brevemente descritos a seguir:

- **HGA4m**: sigla para *Hybrid Genetic Algorithm for mission*. É um algoritmo genético (GA) combinado com a estratégia grafo de visibilidade para o problema de planejamento de caminho entre dois pontos. O HGA4m procura encontrar um caminho com alocação de risco para minimizar o combustível e evitar colisão com obstáculos. Esse algoritmo foi proposto em Arantes *et al.* (2016);
- **CCQSP4m**: sigla para *Chance Constraint Qualitative State Plan for mission*. É um algoritmo baseado em Programação Linear de Integração Mista (MILP) para planejamento de missão com vários pontos-alvo. O método procura encontrar um caminho com alocação

de risco para minimizar o combustível e evitar obstáculos. Esse algoritmo, proposto em Arantes (2017), é baseado no planejador de Ono, Williams e Blackmore (2013);

- **FixedRoute4m**: sigla para *Fixed Route for mission*. É uma estratégia simples/clássica para a execução de voo em VANT, em que uma rota pré-definida (em geral, feita manualmente) é carregada para ser executada pela aeronave. Essa estratégia se assemelha a definição/-setagem de *waypoints* utilizando alguma estação de controle de solo, como o Mission Planner ou QGroundControl. A principal diferença é que os *waypoints* são definidos no piloto automático, utilizando o sistema MOSA, poucos segundos antes de iniciar o voo. A trajetória não tem alocação de risco ou desvio de obstáculos.

Ainda na Figura 31, é apresentado o módulo de replanejamento de rota que fica integrado ao sistema IFA. Nesse módulo os seguintes algoritmos estão disponíveis: GA4s, MPGA4s, GH4s, DE4s, MS4s, GA-GH-4s, GA-GA-4s e Pre-Planned4s. Eles serão brevemente descritos a seguir:

- **GA4s**: sigla para *Genetic Algorithm for security*. É um GA simples para o problema de pouso emergencial de VANTs em caso de situação crítica. Este algoritmo busca pousar a aeronave sobre uma região bonificadora, com base no tipo de situação crítica, evitando obstáculos e com alocação de risco. Mais detalhes desse algoritmo são encontrados em Arantes *et al.* (2017b);

- **MPGA4s**: sigla para *Multi-Population Genetic Algorithm for security*. Também foi desenvolvido para lidar com pouso de emergência para VANTs na ocorrência de situação crítica, com as mesmas restrições definidas para o GA4s: região bonificadora, evitando obstáculos e alocação de risco. O GA4s e MPGA4s têm desempenho semelhante em termos de qualidade de solução e tempo de execução, conforme relatado em Arantes *et al.* (2017b);

- **GH4s**: sigla para *Greedy Heuristic for security*. É uma abordagem gulosa para o problema de pouso de emergência em eventualidade de ocorrer uma situação crítica. Mais detalhes desse algoritmo são encontrados em Arantes *et al.* (2017b);

- **DE4s**: sigla para *Differential Evolution for security*. É um algoritmo baseado em evolução diferencial (DE) simples para o problema de pouso emergencial de VANTs em caso de situação crítica, como GA4s e MPGA4s. A DE também é uma metaheurística, como o GA, que melhora as suas soluções ao longo das gerações. O DE4s foi desenvolvido por este trabalho e integrado no sistema proposto, baseado em Das e Suganthan (2011), Li e Liu (2010). O Algoritmo 1 descreve seu funcionamento em que, inicialmente, cria-se uma população de indivíduos que são inicializados e avaliados. Um processo de evolução até um critério de parada ser atingido é iniciado. Um indivíduo alvo (*indTarget*) é selecionado utilizando alguma pressão de seleção, por exemplo, utilizando torneio. Em seguida, três

indivíduos (*ind1, ind2, ind3*) são obtidos de maneira aleatória, ou seja, sem nenhuma pressão de seleção. Um conjunto de operadores é aplicado nos indivíduos, de forma a gerar novos indivíduos são eles: *difference*, *disturbance* e *crossover*. O indivíduo *indChild* é então avaliado e inserido na população no lugar do pior indivíduo. Por fim, a melhor solução encontrada é retornada pelo método após os critério de parada ser atingido;

- **MS4s**: sigla para *Multi-Start for security*. É uma abordagem heurística construtiva aleatória, baseada em Martí *et al.* (2016), aplicada ao problema de pouso de emergência na ocorrência de situação crítica. O MS4s foi desenvolvido por este trabalho e integrado no sistema proposto. O Algoritmo 2 descreve esse procedimento, em que, inicialmente, uma solução é criada, uma busca local é aplicada e então a solução é avaliada. Este processo é repetido até que se atinja o critério de parada do algoritmo e, então, a melhor solução é retornada;

- **GA-GH-4s**: sigla para *Genetic Algorithm and Greedy Heuristic for security*. É uma abordagem, baseada em comitê, que executa, em paralelo, um GA4s e um GH4s e retorna a melhor solução entre os dois métodos. Essa estratégia explora a técnica de programação n-versões, que é uma forma de tolerância à falhas (redundância) implementada em software. A Figura 42a mostra o fluxo de execução dessa estratégia. O GA-GH-4s foi desenvolvido por este trabalho e integrado no sistema proposto. Mais detalhes desse algoritmo são encontrados em Arantes *et al.* (2017);

- **GA-GA-4s**: sigla para *Genetic Algorithm and Genetic Algorithm for security*. É uma abordagem, baseada em comitê, que executa, em paralelo, dois GA4s e retorna a melhor solução entre os dois métodos. Essa estratégia também explora a técnica de programação n-versões. A Figura 42b apresenta a sequência de execução dessa estratégia. O GA-GA-4s foi desenvolvido por este trabalho e integrado no sistema proposto. Mais detalhes desse algoritmo são encontrados em Arantes *et al.* (2017);

- **Pre-Planned4s**: sigla para *Pre-Planned for security*. É uma estratégia em que são previamente calculadas as rotas emergenciais. Caso ocorra uma falha crítica, a rota com ponto inicial mais próximo a localização corrente do VANT é retornada.

Todos os algoritmos de pouso emergencial, acima citados, buscam pousar o VANT na região bonificadora, em geral, mais próxima, fazendo o desvio de obstáculo. Os algoritmos GA-GH-4s e GA-GA-4s, ao executarem em paralelo, conseguem extrair o máximo das plataformas de hardware atuais, que são, em geral, *multicore*. Alguns exemplos de computadores de bordo com mais de um núcleo são: Raspberry Pi, Intel Edison, BeagleBone Black e Odroid XU4. Dessa forma, depois que uma situação crítica é detectada, os métodos baseados em comitê são executados em paralelo utilizando dois núcleos e a melhor solução é retornada no final.

A Figura 43 detalha o módulo de replanejamento de rota do sistema IFA, apresentado na Seção 6.3. Após detectar uma falha, o sistema IFA aciona o módulo de replanejamento que envia

Algoritmo 1 – Evolução Diferencial para segurança

```
1:  procedimento DE4S(map)
2:      createPopulation(routes);          ▷ Cria uma população de indivíduos em routes
3:      initialize(routes, map);                          ▷ Inicializa esses indivíduos
4:      evaluate(routes, map);                              ▷ Avalia esses indivíduos
5:      repita
6:          selectTournament(indTarget);   ▷ Seleciona um indivíduo com pressão de seleção
7:          selectRandom(ind1, ind2, ind3);          ▷ Seleciona 3 indivíduos aleatoriamente
8:          indDiff ← difference(ind1, ind2);                 ▷ Aplica operador diferença
9:          indDist ← disturbance(ind3, indDiff, weightDiff);  ▷ Aplica operador distúrbio
10:         indChild ← crossover(indDist, indTarget, rateCross); ▷ Aplica operador crossover
11:         evaluate(indChild, map);                            ▷ Avalia o indivíduo
12:         add(indChild);                    ▷ Adiciona o indivíduo no lugar do pior
13:     até reach(stoppingCriterion)          ▷ Repita até atingir o critério de parada
14:     route* ← getBestRoute(routes);          ▷ Selecione a melhor rota encontrada
15:     retorna route*;                                      ▷ Retorna a melhor rota
16: fim procedimento
```

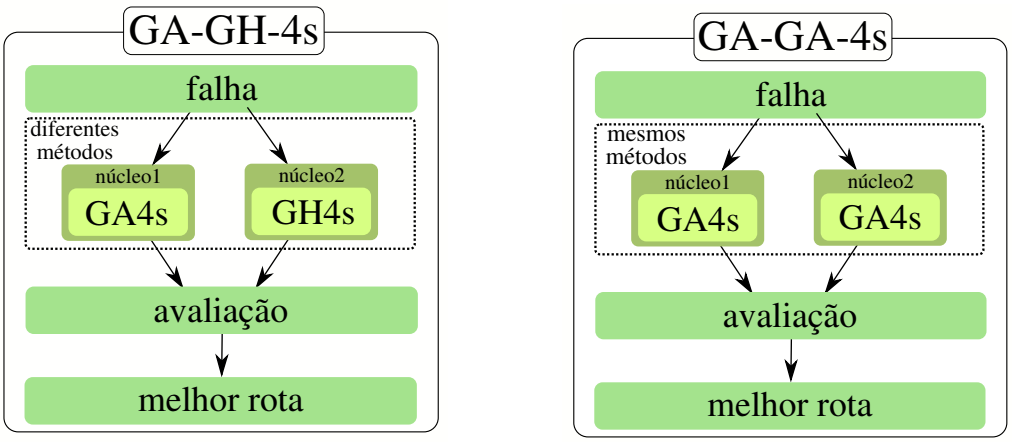
Algoritmo 2 – Multi-Start para segurança

```
1:  procedimento MS4S(map)
2:      f* ← ∞;                    ▷ Inicializa f* com um valor de fitness ruim
3:      repita
4:          createIndividual(route);                  ▷ Cria um indivíduo em route
5:          initialize(route, map);                       ▷ Inicializa esse indivíduo
6:          localsearch(route);                           ▷ Executa uma busca local
7:          f ← evaluate(route, map);   ▷ Avalia esse indivíduo e salva o resultado em f
8:          se f < f* então                                   ▷ Se melhor, atualiza
9:              route* ← route;                           ▷ Atualiza a melhor rota
10:             f* ← f;                                ▷ Atualiza o melhor fitness
11:         fim se
12:     até reach(stoppingCriterion)          ▷ Repita até atingir o critério de parada
13:     retorna route*;                  ▷ Retorna a melhor rota encontrada
14: fim procedimento
```

as entradas: estado inicial, mapa, modelo de dinâmica, falha e configurações para o algoritmo de replanejamento. No módulo de replanejamento, qualquer uma das oito estratégias para pouso, acima descritas, podem ser selecionadas. A estratégia escolhida retorna as seguintes informações: conjunto de *waypoints*, local de pouso, probabilidade de pouso e *fitness*. Essas saídas retornam ao módulo de replanejamento de rota, que envia um comando ao AP para abortar a missão atual, enviando, em seguida, um comando com a nova rota.

O módulo de planejamento de rota do sistema MOSA é detalhado na Figura 44 de forma semelhante ao módulo de replanejamento. Inicialmente, o sistema MOSA aciona o módulo de planejamento que envia as entradas: estado inicial, pontos-alvo, mapa, modelo de dinâmica e configurações para o algoritmo de planejamento. No módulo de planejamento, qualquer uma das três estratégias acima descritas podem ser selecionadas. A estratégia escolhida retorna as

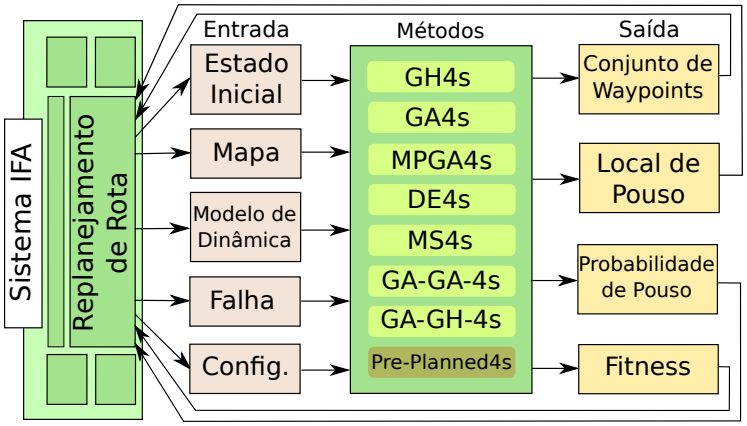
Figura 42 – Estratégias implementadas executando os métodos em paralelo.



(a) Combinando o GA4s e GH4s. (b) Duas execuções do GA4s.

Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 43 – Arquitetura do sistema embarcado no módulo de replanejamento de rotas.



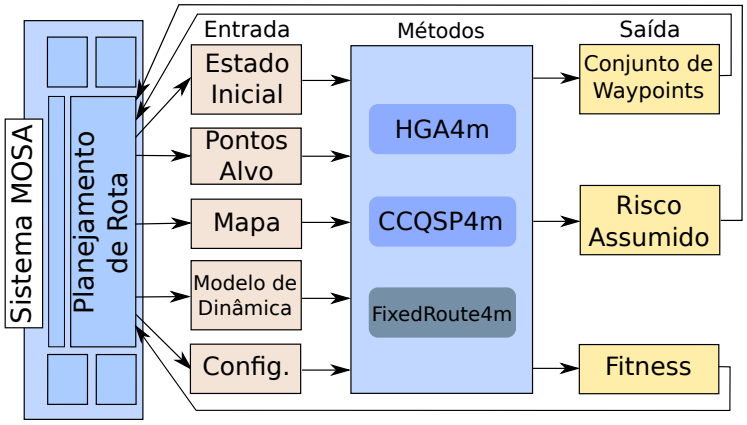
Fonte: Elaborada pelo autor.

seguintes informações: conjunto de *waypoints*, risco assumido e *fitness*. Essas saídas retornam ao módulo de planejamento de rota, que envia um comando ao AP para executar a missão com a rota calculada.

Os métodos planejadores (HGA4m e CCQSP4m) e replanejadores (GA4s, MPGA4s, GH4s, DE4s, MS4s, GA-GH-4s e GA-GA-4s) são módulos de software completamente independentes dos sistemas MOSA e IFA. Ao se projetar a plataforma autônoma dessa forma, garante-se uma maior modularidade e flexibilidade. Assim, eles são executados através de chamadas de sistema.

Após o sistema IFA detectar uma falha crítica, ele envia em tempo real, para os replanejadores, os dados de posição, velocidade e orientação da aeronave. Esses dados são utilizados como entradas para calcular a rota emergencial. A posição da aeronave obtida pelo GPS é

Figura 44 – Arquitetura do sistema embarcado no módulo de planejamento de rotas.



Fonte: Elaborada pelo autor.

dada em coordenadas geográficas (latitude e longitude) e os replanejadores utilizam apenas coordenadas cartesianas (posição x, y), dessa forma, antes de enviar essas informações, deve-se converter para coordenadas cartesianas. A orientação da aeronave obtida pela bússola (*heading*) é representada baseada no sistema de ângulos da aeronáutica em que o norte representa 0^o, no entanto o replanejador utiliza o sistema de ângulos da matemática. Dessa maneira, antes de enviar essa informação, ela deve ser convertida. A seção seguinte mostra como são feitas essas conversões.

Alguns outros parâmetros de entrada utilizados, em geral, pelos replanejadores de rotas são: o número de *waypoints* a ser utilizado ($\mathcal{W}_R$); o risco de colisão assumido (Δ_R); o critério de parada baseado no tempo de execução do método ($\mathcal{T}_{SC_R}$); e o local de execução do replanejamento ($\mathcal{L}_R$).

Os códigos-fonte dos planejadores de rotas (HGA4m e CCQSP4m) utilizados podem ser acessados no repositório [1]. Os códigos-fonte dos oito replanejadores de rotas desenvolvidos podem ser acessados no repositório [2].

7.3 Conversões Utilizadas nos Planejadores/Replanejadores

O Piloto Automático (AP) trabalha com o sistema de coordenadas geográficas, enquanto os (re)planejadores trabalham com coordenadas cartesianas. Dessa forma, a conversão do espaço de coordenadas geográficas para cartesianas é realizada de modo que os planejadores possam executar. Por fim, as coordenadas da rota são convertidas de coordenadas cartesianas para geográficas e enviadas ao AP para que ele possa seguir a rota. Para esse cálculo, considera-se

[1] <https://github.com/marcio-da-silva-arantes/ProOF>
[2] <https://github.com/jesimar/Path-Replanning>

a Terra um elipsoide conforme Hossomi (2015), em que a posição p_x (no eixo x) é medida na linha do equador e a posição p_y (no eixo y) é medida a partir do meridiano central. O valor da longitude (λ) é medido pelo ângulo entre o meridiano zero e o ponto medido expresso em graus, variando de $\pm 180^o$. O valor da latitude (γ) é medido pelo quanto se está próximo do polo ou equador ao longo de um meridiano, e é representado por um ângulo de $\pm 90^o$, em que 0^o é o equador. Dessa maneira, vale a conversão:

$$\begin{bmatrix} p_x \\ p_y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (\lambda - \bar{\lambda}) \cdot \frac{\pi \cdot \mathcal{R}_E}{180} \cdot cos(\bar{\gamma} \cdot \frac{\pi}{180}) \\ (\gamma - \bar{\gamma}) \cdot \frac{\pi \cdot \mathcal{R}_M}{180} \end{bmatrix} \tag{7.1}$$

$$\begin{bmatrix} \lambda \\ \gamma \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p_x \cdot \frac{180}{\pi \cdot \mathcal{R}_E} \cdot \frac{1}{cos(\bar{\gamma} \cdot \frac{\pi}{180})} + \bar{\lambda} \\ p_y \cdot \frac{180}{\pi \cdot \mathcal{R}_M} + \bar{\gamma} \end{bmatrix} \tag{7.2}$$

$$\begin{aligned} \mathcal{R}_E &= 6.378.137 \\ \mathcal{R}_M &= 6.356.752 \end{aligned} \tag{7.3}$$

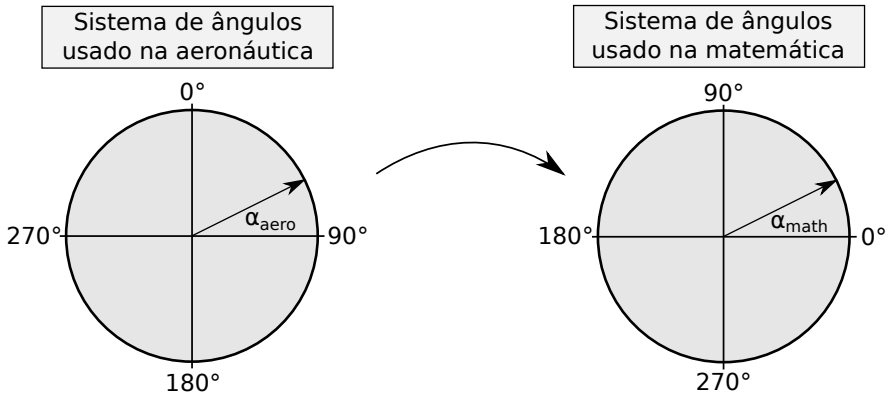
em que, $\mathcal{R}_E$ e $\mathcal{R}_M$ são os eixos maior (raio equatorial) e menor (raio meridional) da Terra, λ e γ são longitude e latitude medidos em graus, $\bar{\lambda}$ e $\bar{\gamma}$ são as coordenadas de longitude e latitude de um ponto de referência próximo ao ponto considerado. A Equação 7.1 mostra a conversão de coordenadas geográficas para cartesianas. A Equação 7.2 mostra a conversão de coordenadas cartesianas para geográficas. A Equação 7.3 mostra os valores de $\mathcal{R}_E$ e $\mathcal{R}_M$ utilizados nos cálculos. Certamente, esse tipo de conversão apresenta singularidades nos limites em que $\lambda = \pm 180^o$ e $\gamma = \pm 90^o$, quando fecha-se um arco ao redor do planeta. Esse caso, entretanto, foge do escopo das aplicações deste trabalho.

A Figura 45 mostra duas maneiras distintas de representação de ângulos. Na parte esquerda, vemos como o sistema aeronáutico considera os ângulos, em que 0^o é o norte e o ângulo cresce em sentido horário. Já na parte direita da figura, temos a representação matemática dos ângulos, em que 90^o é o norte e o ângulo cresce em sentido anti-horário. A Equação 7.4 mostra como é feita a conversão do ângulo de coordenadas aeronáuticas em coordenadas matemáticas sujeita as Restrições 7.5. Na Equação 7.4, o operador **mod** representa o módulo, ou seja, o resto da divisão. Esse tipo de conversão é utilizada, pois a orientação da aeronave (*heading*) é baseada no sistema de ângulos da aeronáutica, todavia o replanejador precisa desse valor utilizando o sistema de ângulos da matemática.

$$\alpha_{math} = (360 - \alpha_{aero} + 90) \ \textbf{mod} \ 360 \tag{7.4}$$

$$\begin{aligned} 0 \leq \alpha_{aero} < 360 \\ 0 \leq \alpha_{math} < 360 \end{aligned} \tag{7.5}$$

Figura 45 – Conversão entre sistemas de ângulos da aeronáutica e matemática.



Fonte: Elaborada pelo autor.

7.4 Protocolo para Especificação do Mapa e da Missão

A especificação do cenário (mapa) e da missão é uma etapa bastante importante durante a realização do voo real. A ferramenta Google Earth foi utilizada por este trabalho para definir o mapa e a missão a ser cumprida pelo VANT. Este programa apresenta um modelo tridimensional do globo terrestre e possui um ambiente, que permite edições sobre o mapa (GOOGLE-EARTH, 2017). Dessa forma, um protocolo próprio foi definido para a criação do mapa e da missão utilizando esse ambiente. Na Figura 46, essa ferramenta foi utilizada para definir o cenário (mapa), os *waypoints* e o local de início de gravação de vídeo da missão. As definições dessas regiões e o plano da missão utilizam o menu à esquerda da figura. Essas informações especificadas pelo projetista da missão serão salvas em um formato apropriado. Posteriormente, os sistemas MOSA e IFA farão as leituras dessas informações, de maneira a seguir os *waypoints* e efetuar a gravação do vídeo.

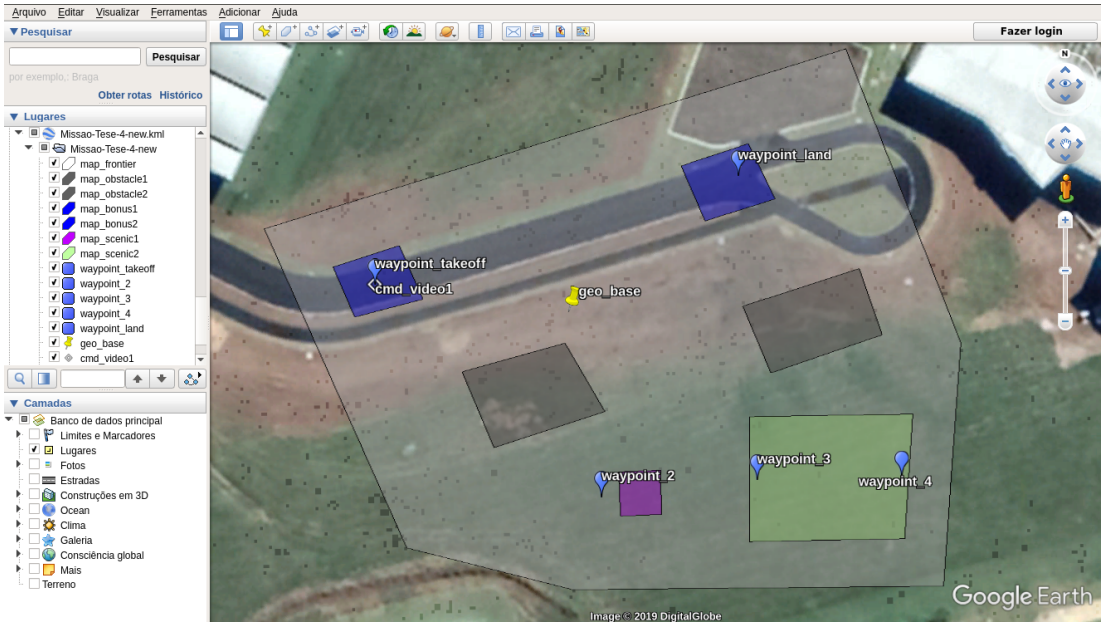
Esse mapeamento prévio das regiões é importante para que o VANT conheça o cenário de voo, uma vez que não será feito o processamento de imagens a bordo para desvio de obstáculos. Na presente abordagem, todo o mapa está na memória da aeronave. Em diversos trabalhos anteriores, como em Blackmore, Ono e Williams (2011), Ono, Williams e Blackmore (2013), Arantes *et al.* (2016), apenas cenários artificiais com coordenadas cartesianas foram analisados, já este trabalho traz cenários mais realistas.

A definição do mapa e da missão se dá através de um conjunto de *tags*/notações bem definidas. As seguintes notações foram estabelecidas, baseadas na Seção 5.2, a fim de mapear as regiões em que ocorrerão as missões:

map_nfz: também chamada de região não navegável (Φ^n), define as áreas que o VANT está estritamente proibido de sobrevoar ou pousar;

map_obstacle: também chamada de região de obstáculo (Φ^o), define as áreas que o VANT está

Figura 46 – Protocolo especificado para criação do mapa e definição da missão.



Fonte: Elaborada pelo autor.

proibido de sobrevoar ou pousar;

map_penalty: também chamada de região penalizadora (Φ^p), define as áreas que o VANT pode sobrevoar, mas não deve pousar;

map_bonus: também chamada de região bonificadora (Φ^b), define as áreas que o VANT pode sobrevoar e pousar;

map_scenic: também chamada de região cênica (Φ^s), define as áreas que a aeronave deve sobrevoar, representa uma região de interesse;

map_frontier: também chamada de região remanescente (Φ^r), define a fronteira da missão.

As seguintes notações/*tags* foram definidas a fim de registrar as atividades relacionadas ao plano da missão:

geo_base: define um ponto de referência utilizado para a transformação entre os sistemas de coordenadas geográficas e cartesianas. A longitude e latitude desse ponto de referência são os parâmetros: $\bar{\lambda}$ e $\bar{\gamma}$, utilizados nas Equações 7.1 e 7.2;

waypoint: define um ponto-alvo que a aeronave deve cumprir durante a sua missão. Os *waypoints* especificados serão utilizados pelo MOSA para estabelecer a rota a ser seguida pela aeronave;

cmd_picture: define o ponto em que uma fotografia deve ser tirada. O sistema MOSA ao atingir esse ponto efetua a tirada de fotografia;

cmd_photo_seq: define o ponto em que um conjunto de fotografias em sequência deve ser tirado. O sistema MOSA ao atingir esse ponto efetua uma quantidade $n_{picture}$ de fotografias com um *delay* ($d_{picture}$) entre elas. Os parâmetros $n_{picture}$ e $d_{picture}$ são especificados através de um arquivo de entrada;

cmd_video: define o ponto a partir do qual se inicia a filmagem da região por um tempo t_{video}. O parâmetro t_{video} é especificado através de um arquivo de entrada;

cmd_buzzer: define o ponto em que um disparo de apito do *buzzer* é efetuado;

cmd_spraying_begin: define o ponto a partir do qual se inicia a pulverização da região;

cmd_spraying_end: define o ponto que indica o término da pulverização.

Todas as regiões cadastradas devem ser polígonos convexos, adicionados no Google Earth através do recurso `Polígono`. A construção de regiões não convexas deve ser feita através de duas ou mais regiões não convexas. Todas as atividades do plano da missão devem ser adicionadas no Google Earth através do recurso `Marcador`. Foi estabelecido que essas *tags* devem ser utilizadas apenas no começo do nome da região ou da atividade do plano da missão. Dessa maneira, as seguintes notações são válidas: `waypoint_takeoff`, `cmd_video1`, `map_obstacle1`, entre outras.

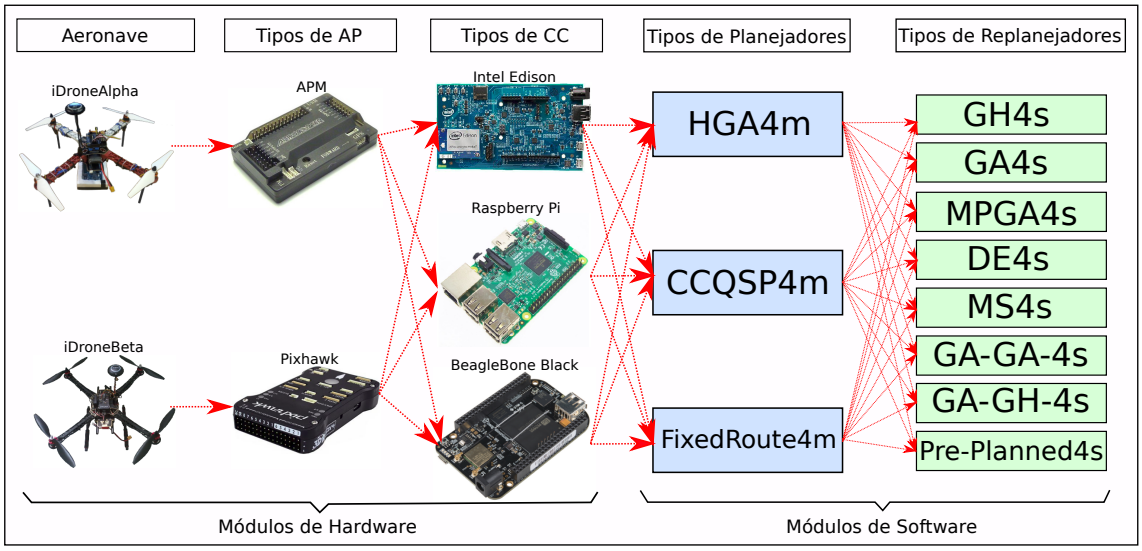
Após o projetista especificar o mapa e o plano da missão, ele deve salvar essas informações em um arquivo em formato apropriado: o *Keyhole Markup Language* (KML). Esse arquivo será posteriormente lido por um programa que após executado irá gerar as entradas necessárias aos sistemas MOSA e IFA.

A justificativa da escolha dessa ferramenta para a definição do mapa e da missão se deve ao seu ambiente de edição, que atende requisitos como: simplicidade de utilização; capacidade de criação de polígonos e marcadores; capacidade de criação de linhas e caminhos; capacidade de salvar/carregar as informações em arquivo; e facilidade de interpretação/manipulação do arquivo KML.

7.5 Avaliação da Arquitetura

Uma forma de fazer a validação da robustez da arquitetura proposta é através de testes com diferentes componentes de hardware e software. A Figura 47 mostra como serão feitos esses testes, em que diferentes aeronaves, tipos de pilotos automáticos, *companion computers*, planejadores e replanejadores de rotas poderão ser trocados de modo transparente para o restante do sistema. Nesse sentido, o objetivo é que a arquitetura de hardware e software desenvolvida consiga se adaptar a esses diferentes equipamentos e softwares sem grandes alterações no sistema. Esse chaveamento de componentes da aeronave é o que se estamos chamando de arquitetura *Plug and Play* (P&P).

Figura 47 – Fluxo de avaliação da arquitetura de hardware e software P&P.



Fonte: Elaborada pelo autor.

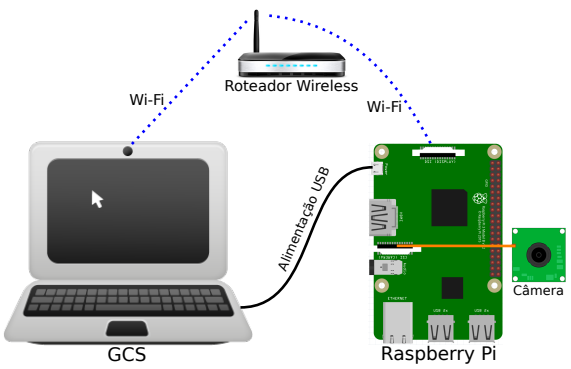
Além de permitir a fácil troca de planejadores/replanejadores, objetivou-se durante o desenvolvimento que outros usuários do sistema conseguissem desenvolver e integrar novos algoritmos ao sistema MOSA e IFA de modo fácil e rápido.

Durante a validação da arquitetura, três diferentes formas de experimentos foram conduzidas são elas: `SITL`, `HITL` e `REAL_FLIGHT`.

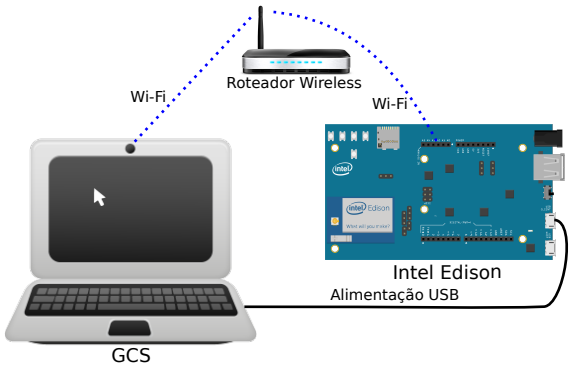
- **SITL**: A arquitetura proposta foi avaliada através de experimentos *Software-In-The-Loop*. Em geral, essa forma de avaliação é a mais fácil de se conduzir e útil na calibração e ajustes dos sistemas MOSA e IFA e de seus módulos. A Seção 2.11 apresentou alguns outros detalhes sobre essa técnica;

- **HITL**: A arquitetura proposta foi avaliada também através de experimentos *Hardware-In-The-Loop*, em que o comportamento dos sistemas no computador de bordo foram testados. Esse tipo de experimentação, em geral, é efetuado após um conjunto de experimentos SITL, em que o sistema funciona perfeitamente. Através da avaliação HITL, os seguintes problemas podem ser detectados para posterior correção: problema na comunicação entre os sistemas no CC e na GCS; problema devido ao menor desempenho da plataforma; e problema devido ao sistema estar executando em uma plataforma de hardware diferente, com diferentes sistemas instalados. A Figura 48 apresenta um diagrama com as conexões de hardware dos experimentos HITL efetuados. Na Figura 48a, tem-se a conexão da Raspberry Pi 3 com o computador de solo (GCS), em que são realizados os experimentos. As Figuras 48b e 48c apresentam, respectivamente, como estão dispostas as conexões na Intel Edison e na BeagleBone Black. A Seção 2.12 explorou alguns outros detalhes sobre essa técnica;

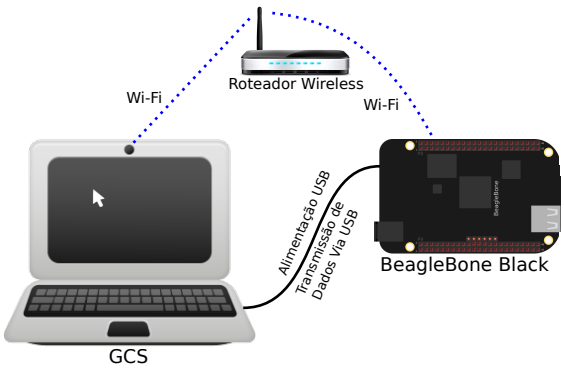
Figura 48 – Conexões de hardware entre o PC e CC para fazer os experimentos HITL.



(a) Conexão da GCS e a Raspberry Pi 3.



(b) Conexão da GCS e a Intel Edison.

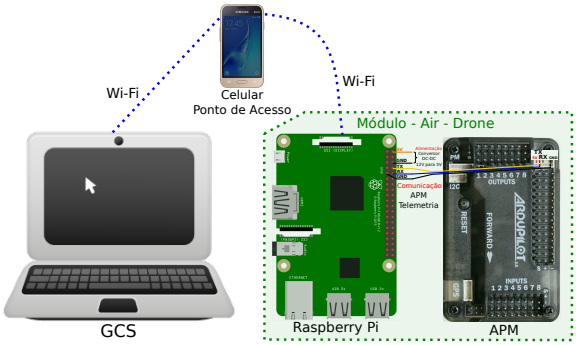


(c) Conexão da GCS e a BeagleBone Black.

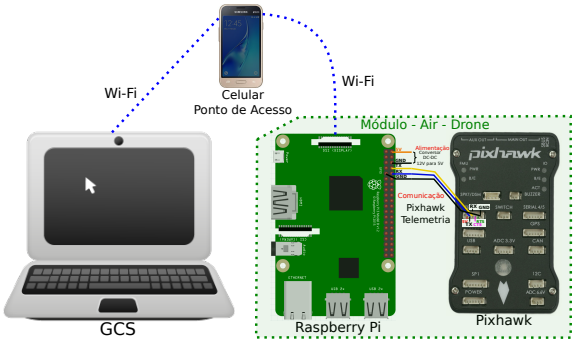
Fonte: Elaborada pelo autor.

- **REAL_FLIGHT**: A plataforma autônoma proposta foi avaliada em experimentos com voos reais. Essa etapa, em geral, é a última a ser conduzida. Esse tipo de experimento é conduzido após os sistemas e algoritmos serem avaliados em SITL e HITL e tudo funcionar perfeitamente. Através da avaliação REAL_FLIGHT, os seguintes problemas, que não ocorriam na etapas anteriores, podem ser detectados: problema na decolagem devido à inclinação do solo; problema na decolagem/missão devido às condições de vento; problema de perda de sinal do Wi-Fi devido à distância do VANT e da GCS; problema de perda/ganho de altitude anormal devido à imprecisão do barômetro (os sensores utilizados nos experimentas SITL e HITL não possuem tais problemas por serem simulados). A Figura 49 esquematiza o diagrama com as conexões de hardware dos experimentos REAL_-FLIGHT. A Figura 49a mostra as conexões do computador de solo (GCS), com a Raspberry Pi 3 e com a APM. As figuras restantes mostram as diferentes configurações de hardware para outros pilotos automáticos e computadores de bordo avaliados.

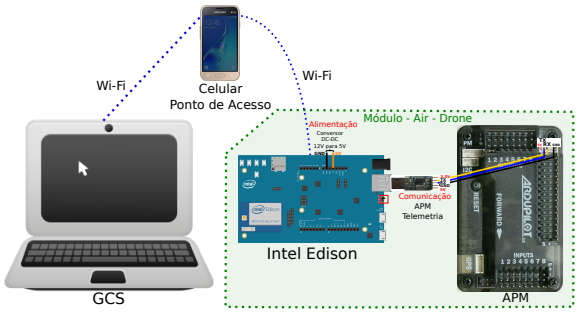
Figura 49 – Conexões de hardware entre o CC, AP e PC para fazer os experimentos reais.



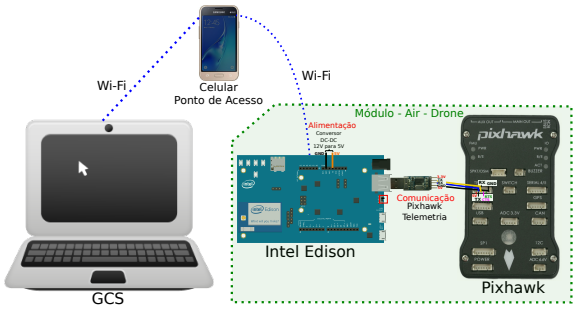
(a) Conexão da GCS, Raspberry Pi e APM.



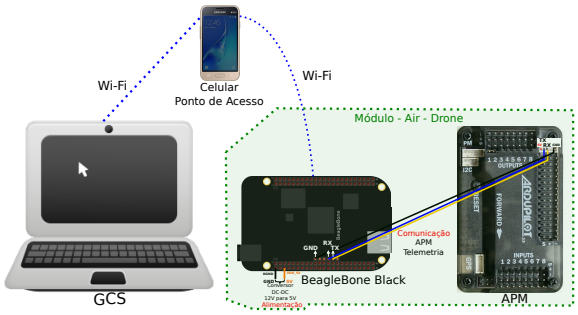
(b) Conexão da GCS, Raspberry Pi e Pixhawk.



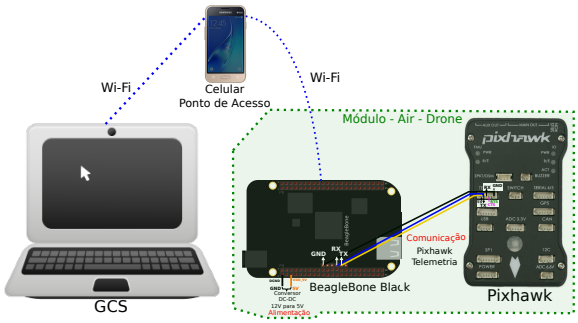
(c) Conexão da GCS, Intel Edison e APM.



(d) Conexão da GCS, Intel Edison e Pixhawk.



(e) Conexão da GCS, BeagleBone Black e APM.



(f) Conexão da GCS, BeagleBone e Pixhawk.

Fonte: Elaborada pelo autor.

7.6 Separação de Interesses

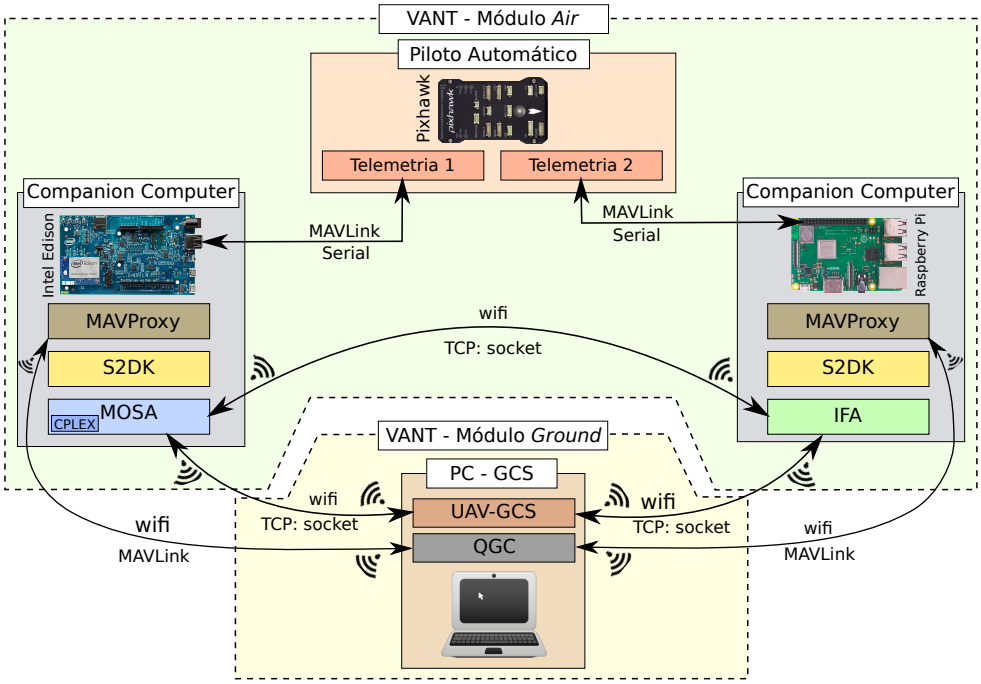
Segundo Sommerville (2011), a Separação de Interesses (SdI) é um princípio-chave em projeto e implementação de grandes softwares. Isso significa que o software deve ser organizado de tal forma que cada elemento do programa faça apenas uma coisa. Podemos pensar que a SdI é uma abordagem para desenhar uma solução ou serviço de TI que divide o problema em partes que podem ser resolvidas de maneira independente. Esta abordagem separa "o quê" será feito do "como" será feito (ITIL, 2019).

Uma pergunta que poderia ser feita é por que desenvolver os sistemas MOSA e IFA de forma separada e não unificada? A resposta para isso é a separação de interesses. Ao manter os dois sistemas separados, garante-se um maior nível de modularidade, flexibilidade, reusabili-

dade, confiabilidade, organização de conceitos e tolerância a erros. No contexto que estamos trabalhando, podemos pensar na SdI de forma lógica e física entre os sistemas MOSA e IFA.

Os sistemas MOSA e IFA foram pensados para serem sistemas distintos, sendo assim, eles precisam se comunicar de maneira organizada. Durante os experimentos conduzidos nesta tese, verificou-se que o MOSA necessita de um hardware com maior poder de processamento. Dessa maneira, pode ser interessante ter duas placas de processamento embarcado a bordo da aeronave. A Figura 50 ilustra uma visão geral de como os sistemas MOSA e IFA poderiam trabalhar em conjunto utilizando duas placas de processamento embarcado. Apesar de não ter sido feito nenhum teste com duas placas, todo o sistema foi estruturado para que suporte trabalhar desse modo. Portanto, o presente trabalho avaliou apenas a separação lógica dos sistemas, já a separação física foi somente descrita.

Figura 50 – Separação de interesses dos sistemas MOSA e IFA em nível de hardware.



Fonte: Elaborada pelo autor.

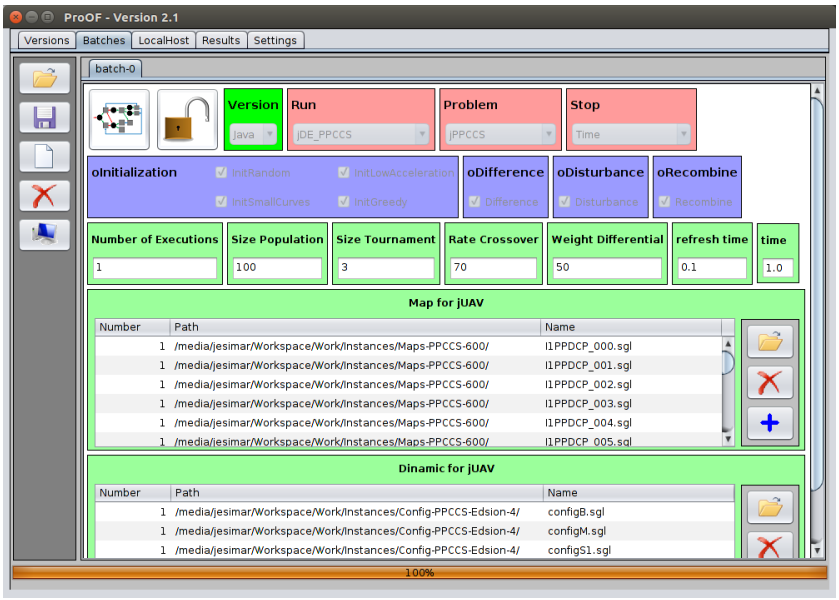
7.7 Framework ProOF

A presente seção descreve brevemente o *framework* de otimização utilizado no desenvolvimento dos métodos de planejamento e replanejamento de rota. O *Professional Optimization Framework* (ProOF) é um ambiente que permite a codificação de problemas e métodos de otimização mono e multi-objetivo. O ProOF oferece suporte para o desenvolvimento de métodos exatos, heurísticos, meta-heurísticos e híbridos (ARANTES, 2014).

A Figura 51 apresenta a interface gráfica do ambiente de otimização ProOF. A interface,

após carregar o problema e o método programado, permite ao usuário definir a configuração dos parâmetros utilizados nos experimentos.

Figura 51 – *Framework* ProOF utilizado no desenvolvimento dos métodos.



Fonte: Elaborada pelo autor.

Os métodos de replanejamento de rota utilizados nesta tese foram todos programados dentro desse *framework*, na linguagem Java. Uma das grandes vantagens desse ambiente é o fato de possuir uma série de métodos de otimização e problemas já definidos. Outra vantagem é a facilidade de fazer testes com diferentes parâmetros de forma automatizada, o que acelera a geração de resultados. O código-fonte desse *framework* pode ser acessado no repositório[3].

7.8 Considerações Finais

Este capítulo apresentou brevemente os planejadores e replanejadores de rotas utilizados; o protocolo definido para especificação do mapa e da missão; e como foi feita a avaliação da arquitetura. A arquitetura aqui proposta é híbrida, pois possui características deliberativas e reativas, como explicado na Seção 2.13. A arquitetura é P&P para integração de diferentes componentes de hardware e software, como mostrado na Seção 6.3. A arquitetura faz a separação de interesse no nível lógico entre missão e segurança, como mostrado na Seção 6.3.

O capítulo seguinte apresentará alguns detalhes dos sistemas desenvolvidos.

[3] <https://github.com/marcio-da-silva-arantes/ProOF>

CAPÍTULO

8

SISTEMAS DESENVOLVIDOS

“ Descobrir consiste em olhar para o que todo mundo está vendo e pensar uma coisa diferente. ”

Roger Von Oech

8.1 Considerações Iniciais

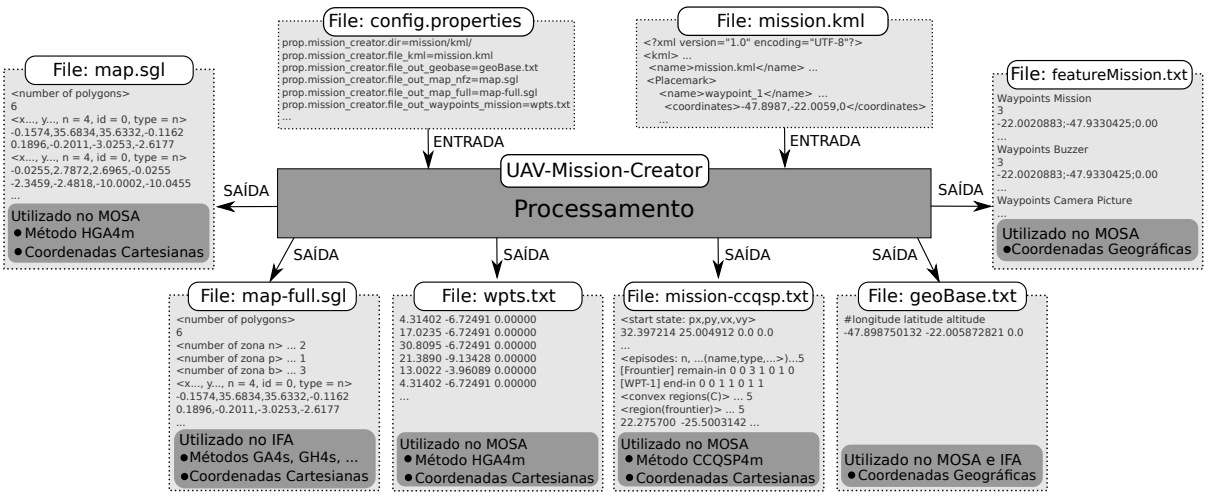
O presente capítulo apresentará alguns detalhes sobre as implementações dos sistemas desenvolvidos durante esta tese. Os principais sistemas desenvolvidos são: UAV-Mission-Creator, UAV-Manager, UAV-GCS, UAV-S2DK, UAV-IFA e UAV-MOSA. As versões implementadas dos sistemas são caracterizadas pelo termo “UAV” antes do seu nome, por exemplo, o sistema UAV-MOSA é nossa implementação do sistema MOSA. Todos esses programas/sistemas integram o sistema autônomo proposto nesta tese, que será chamado de UAV-Toolkit e está disponível do repositório no Github [1] sobre a licença *General Public License* (GPL) v3.0.

8.2 Sistema UAV-Mission-Creator

O sistema UAV-Mission-Creator foi desenvolvido para auxiliar no projeto de missões e mapas utilizando a ferramenta Google Earth e encontra-se disponível no repositório [2]. Esse sistema foi desenvolvido em Java e é capaz de produzir um conjunto de arquivos de saída, que serão utilizados na plataforma autônoma. O sistema utiliza um arquivo com o mapa e o plano da missão, feito no Google Earth, conforme protocolo definido na Seção 7.4, e o transforma em um conjunto de arquivos necessários aos algoritmos de planejamento de caminho (HGA4m, CCQSP4m) e replanejamento de caminho (MPGA4s, GA4s, GH4s, DE4s, etc.). A ideia geral desse sistema pode ser melhor compreendida, analisando a Figura 52, que é baseada em arquivos de Entrada e Saída (E/S).

[1] <https://github.com/jesimar/UAV-Toolkit/>
[2] <https://github.com/jesimar/UAV-Toolkit/tree/master/UAV-Mission-Creator/>

Figura 52 – Esquema arquitetural do software UAV-Mission-Creator baseado em E/S.



Fonte: Elaborada pelo autor.

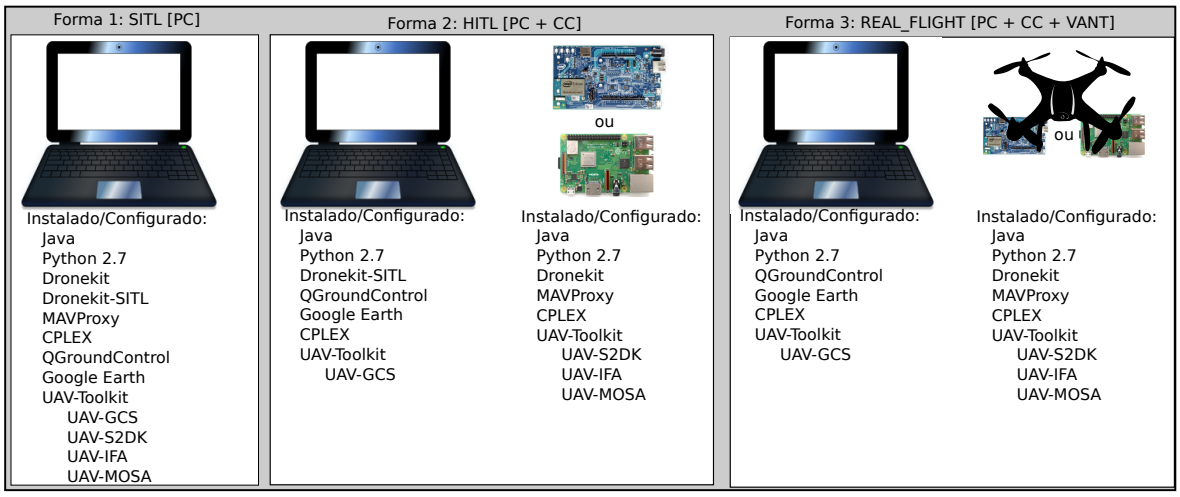
- Arquivos de Entrada:
  - **config.properties**: um arquivo de configuração para definição de um conjunto de propriedades importantes internas do UAV-Mission-Creator;
  - **mission.kml**: um arquivo com o mapa e o plano da missão, planejado utilizando o Google Earth.
- Arquivos de Saída:
  - **map.sgl**: um arquivo contendo a especificação do mapa com as regiões de obstáculos. Utilizado pelo algoritmo HGA4m;
  - **map-full.sgl**: um arquivo contendo a especificação do mapa com as regiões de obstáculos, bonificadores e penalizadores. Utilizado pelos algoritmos GA4s, DE4s, MPGA4s, GH4s, MS4s, GA-GA-4s e GA-GH-4s;
  - **wpts.txt**: um arquivo contendo a especificação do plano da missão. Utilizado pelo algoritmo HGA4m;
  - **mission-ccqsp.sgl**: um arquivo contendo a especificação do mapa e do plano da missão. Utilizado pelo algoritmo CCQSP4m;
  - **geoBase.txt** um arquivo contendo a especificação de um ponto de referência (base) em coordenadas geográficas utilizado na conversão entre os sistemas de coordenadas cartesianas e geográficas, e vice-versa. Utilizado pelos sistemas IFA e MOSA;
  - **featureMission.txt**: um arquivo contendo a especificações de ações a serem executadas durante a realização da missão, como: tirar fotografias, filmagem, pulverização, acionamento do *buzzer*, entre outras. Utilizado pelo sistema MOSA.

Com base nos dois arquivos de entrada, acima especificados, pode-se produzir os seis arquivos de saída que serão utilizados, por sua vez, como entradas na plataforma autônoma (sistemas IFA e MOSA).

8.3 Sistema UAV-Manager

O UAV-Manager é um programa desenvolvido para facilitar a instalação e execução do sistema autônomo proposto nesta tese. Esse sistema foi desenvolvido em Java e encontra-se disponível no repositório [3]. A Figura 53 apresenta um resumo dos softwares que devem ser instalados para a execução do sistema autônomo aqui proposto. Este figura mapeia os softwares necessários dependendo da forma de execução da plataforma, que pode ser: SITL, HITL e REAL_FLIGHT. Pode-se perceber que alguns softwares devem ser instalados apenas na GCS e outros apenas no CC.

Figura 53 – Resumo dos softwares instalados para execução do sistema autônomo proposto.



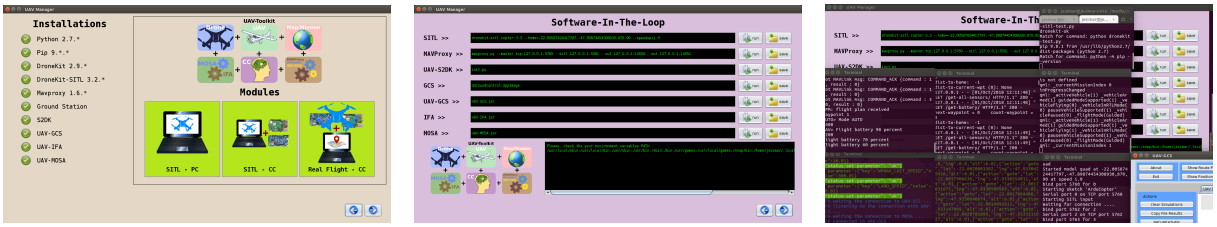
Fonte: Elaborada pelo autor.

A Figura 54 apresenta três telas da interface gráfica (GUI, do inglês *Graphical User Interface*) do sistema UAV-Manager. A primeira, na Figura 54a, mostra como essa ferramenta auxilia na instalação dos softwares mínimos necessários à execução da plataforma autônoma. A Figura 54b possui uma tela em que se pode executar o sistema autônomo utilizando a técnica *Software-In-The-Loop*. Por fim, na Figura 54c, é mostrado um conjunto de terminais abertos com o sistema em execução.

Uma das principais vantagens dessa ferramenta é que ela facilita a instalação de alguns dos softwares necessários. Outra vantagem é que ela também facilita a execução do sistema autônomo, no entanto ela está disponível apenas para o modo de execução SITL. Para fazer experimentos HITL e voos reais, necessita-se executar o sistema autônomo através do terminal

[3] <https://github.com/jesimar/UAV-Toolkit/tree/master/UAV-Manager/>

Figura 54 – Interface gráfica do software UAV-Manager.

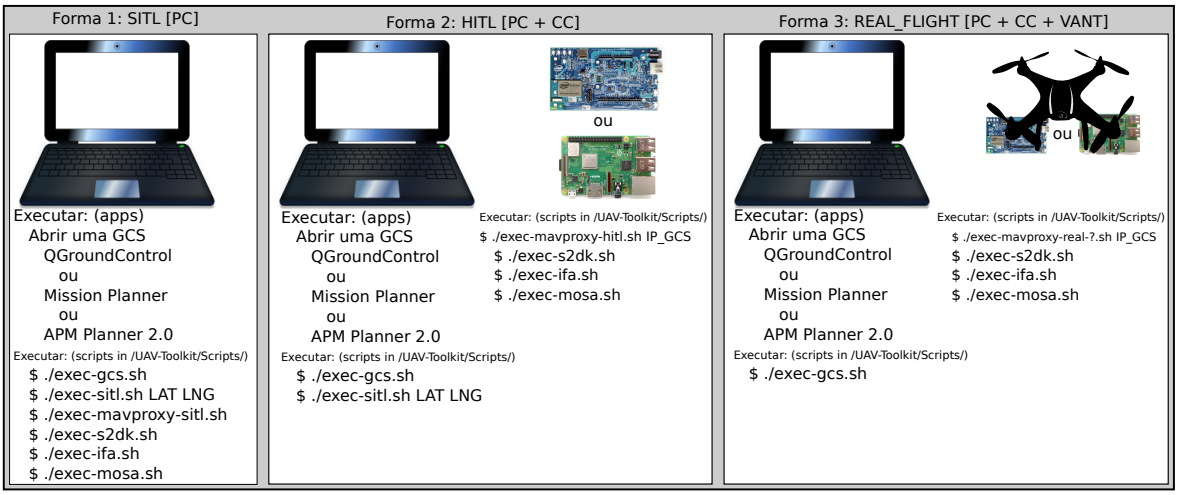


(a) Tela de instalação do sistema. (b) Tela de execução do sistema. (c) Tela com sistema executando.

Fonte: Elaborada pelo autor.

de comandos. A Figura 55 apresenta três maneiras diferentes (SITL, HITL e REAL_FLIGHT) de se executar o sistema através do terminal.

Figura 55 – Resumo das formas de execução do sistema autônomo proposto.



Fonte: Elaborada pelo autor.

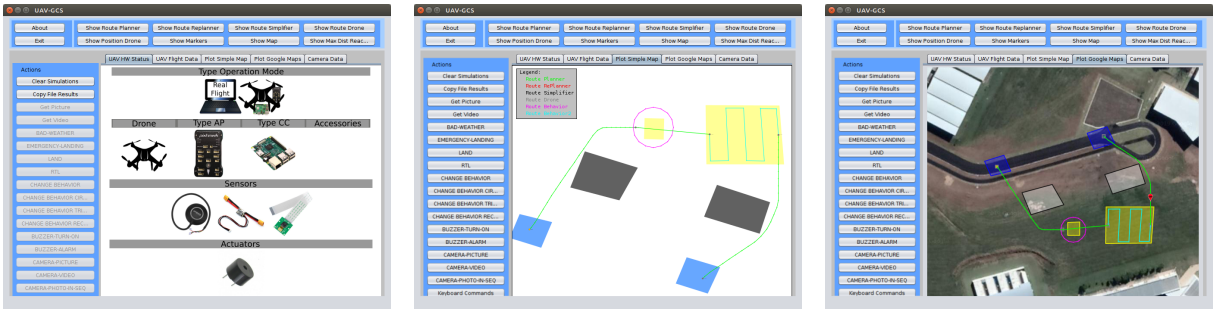
8.4 Sistema UAV-GCS

O sistema UAV-GCS é uma Estação de Controle em Solo desenvolvida para acompanhamento, visualização e interação com os sistemas MOSA, IFA e o AP. Esse sistema foi desenvolvido em Java e encontra-se disponível no repositório [4]. Essa estação desenvolvida não tem por objetivo concorrer com outras GCS disponíveis, como o QGroundControl e o Mission Planner. O UAV-GCS é necessário, principalmente, para interagir com os sistemas MOSA e IFA, o que não é possível com as outras estações disponíveis no mercado. Dessa forma, o usuário do sistema pode executar outra estação de controle qualquer para acompanhar a execução da missão.

4 <https://github.com/jesimar/UAV-Toolkit/tree/master/UAV-GCS/>

A Figura 56 mostra três interfaces GUI desse software. Na Figura 56a, vemos uma tela com os componentes de hardware utilizados no experimento. Essa tela ajuda no *debug* das configurações especificadas pelo usuário, antes de realizar o voo/simulação. Na Figura 56b, temos um modo de plotar o mapa da missão de maneira bastante simples. A Figura 56c é bastante semelhante a anterior, porém o mapa é plotado utilizando o API do Google Maps, o que permite ter uma ideia melhor do cenário/mapa ao fundo. Apesar de mais simples, o mapa da Figura 56b possui mais recursos de plotagem e navegação. As formas de plotagem de mapa das Figuras 56b e 56c são invertidas em relação ao eixo y.

Figura 56 – Interface gráfica do software UAV-GCS.



(a) Tela com *status* do hardware. (b) Tela com mapa simples. (c) Tela com Google Maps.

Fonte: Elaborada pelo autor.

O UAV-GCS apresenta, na esquerda da sua interface, um conjunto de recursos/funções disponíveis. Entre eles se destacam:

- Inserção de Falhas:
  - Simular falha baseada em condições de tempo ruim levando a um RTL;
  - Simular falha de bateria baixa levando a um pouso forçado com alocação de risco;
  - Simular falha no sistema IFA levando a um pouso na vertical.
- Comandos de Ação:
  - Tirar uma foto utilizando a câmera;
  - Tirar uma sequência de fotos utilizando a câmera;
  - Gravar um vídeo utilizando a câmera;
  - Acionar o apito utilizando o *buzzer*;
  - Acionar o alarme utilizando o *buzzer*;
  - Abrir o paraquedas;
  - Iniciar a pulverização;
  - Parar a pulverização;

  - Ligar o LED;
  - Piscar o LED de maneira intermitente.

- Troca de Comportamento:
  - Trocar o comportamento do VANT durante o voo baseado em arquivo de entrada;
  - Trocar o comportamento do VANT durante o voo para voar em formato de círculo;
  - Trocar o comportamento do VANT durante o voo para voar em formato de triângulo;
  - Trocar o comportamento do VANT durante o voo para voar em formato de quadrado.

- Formas de Controlar do VANT:
  - Utilizar comandos de teclado para controlar a aeronave;
  - Utilizar comandos de voz para controlar a aeronave.

Alguns dos recursos listados acima não estão disponíveis no menu esquerdo da Figura 56, pois o VANT não possuía alguns dos sensores ou atuadores necessários. Esse menu é construído de forma dinâmica, baseado nos componentes de hardware da aeronave.

Como mencionado anteriormente, um dos recursos disponíveis é a capacidade de controlar a aeronave através de comandos de teclado e voz. Um resumo dos comandos aceitos estão listados na Tabela 11. Esses recursos de comandos de teclado e voz não tornam a plataforma autônoma, apenas adicionam no sistema um modo diferente de executar uma missão controlada. Futuramente, esse recurso pode ser utilizado para controlar o VANT, tendo uma camada de segurança adicional em relação ao voos rádio controlados.

Tabela 11 – Conjunto de comandos de teclado e de voz permitidos para controlar o VANT.

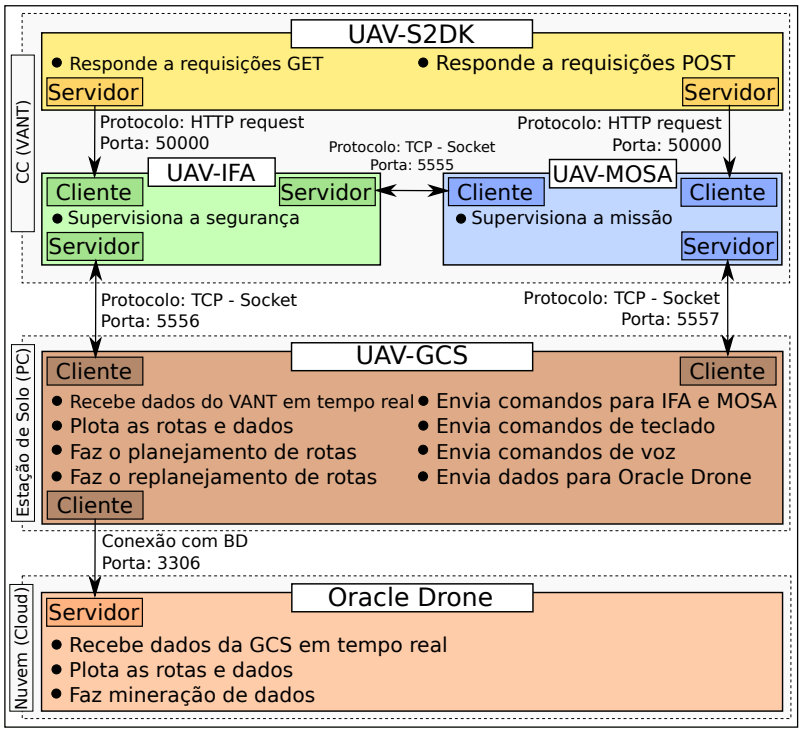
Ação do Comando	Comando de Teclado (Teclar)	Comando de Voz (Dizer)	Fator de Deslocamento (Configurável)
decolar o VANT	*enter*	*takeoff*	3 metros
pousar o VANT	*backspace*	*land*	-
mover para cima	*page up*	*up*	1 metro
mover para baixo	*page down*	*down*	1 metro
mover para esquerda	seta para esquerda	*left*	3 metros
mover para direita	seta para direita	*right*	3 metros
mover para frente	seta para cima	*forward*	3 metros
mover para trás	seta para baixo	*back*	3 metros

Fonte: Elaborada pelo autor.

A Figura 57 detalha alguns dos recursos do UAV-GCS com enfase na comunicação com os sistemas UAV-IFA, UAV-MOSA, UAV-S2DK e Oracle Drone. O sistema Oracle Drone (OD) é uma plataforma na nuvem que recebe os dados de voo em tempo real e foi desenvolvido por Guidoti (2019). O OD funciona como uma GCS na internet permitindo que múltiplos usuários

utilizem essa estação simultaneamente. O UAV-GCS, caso configurado, pode salvar os dados de voo diretamente no Banco de Dados (BD) do OD na internet.

Figura 57 – Diagrama de comunicação do UAV-GCS com IFA, MOSA, S2DK e OD.



Fonte: Elaborada pelo autor.

A Tabela 12 mostra um conjunto de instâncias de mapas utilizados neste trabalho, algumas foram geradas artificialmente outras manualmente (instâncias reais). As instâncias artificiais foram geradas a partir da aplicação de um algoritmo baseado em Blackmore, Ono e Williams (2011), que encontra-se disponível nesse repositório [5]. As instâncias reais foram geradas de forma manual utilizando o Google Earth e a ferramenta UAV-Mission-Creator. Todas os mapas utilizados estão disponíveis no repositório [6]. Os arquivos KML utilizados para projetar o mapa e o plano da missão podem ser acessados no repositório [7].

Tabela 12 – Conjunto de instâncias de mapas utilizado nos experimentos.

Tipo de Mapa/Instância	Tipo de Planejador	Quantidade de Instâncias
Artificial	Planejamento de Rota	50
	Replanejamento de Rota	600
Real	Planejamento de Rota	9
	Replanejamento de Rota	10

Fonte: Elaborada pelo autor.

[5] <https://github.com/jesimar/UAV-Tools/tree/master/CreateMapArtificial/>
[6] <https://github.com/jesimar/UAV-Toolkit/tree/master/Instances/>
[7] <https://github.com/jesimar/UAV-Toolkit/tree/master/Missions/KML/>

Os arquivos de instâncias de mapas estão disponíveis em três formatos diferentes. São eles: .SGL, .JSON, .XML.

- **SGL**: formato de entrada utilizado pelo *Framework* ProOF. Esse é o padrão de mapa mais leve e compacto, todavia também é o mais difícil de entender;
- **JSON**: formato de entrada do mapa é, em geral, fácil de entender e ler. Esse padrão é mais pesado que o SGL, ocupa em média o quádruplo do SGL em disco (HD);
- **XML**: formato de entrada do mapa é, em geral, fácil de ler. Esse padrão é mais pesado que o SGL e JSON, em geral, ocupa o dobro do tamanho do JSON em disco (HD).

Os trabalhos desenvolvidos por Li (2010), Blackmore, Ono e Williams (2011), Ono, Williams e Blackmore (2013), Arantes (2016), Arantes (2017), Ariu *et al.* (2017) utilizam apenas instâncias artificiais, com polígonos quadriláteros regulares, e simulação SITL na sua avaliação. O sistema autônomo aqui proposto permite avaliar todos os algoritmos desenvolvidos nesses trabalhos, mesmo que a sua forma de geração de instâncias tenha sido feita de modo diferente. Nesse sentido, a Figura 58 mostra duas missões desenvolvidas em Arantes (2017), Arantes (2016). A Figura 58a mostra uma missão que foi portada do trabalho Arantes (2017) para o sistema autônomo aqui proposto. Já Figura 58b mostra uma missão que foi portada do trabalho Arantes (2016) para o nosso sistema autônomo. Através desse recurso permite-se fazer novas avaliações de missões anteriormente desenvolvidas utilizando técnicas como SITL, HITL e REAL_FLIGHT.

Figura 58 – Simulações utilizando instâncias de mapas artificiais.

(a) Tela com simulação sobre mapa artificial baseado em missão de Arantes (2017).

(b) Tela com simulação sobre mapa artificial baseado no problema de Arantes (2016).

Fonte: Elaborada pelo autor.

8.5 Sistema UAV-S2DK

A Seção 6.3 deu uma visão geral do sistema *Services to DroneKit* (S2DK). Esse sistema provê um conjunto de serviços para o MOSA e o IFA. Esses serviços permitem, em geral, acessar/enviar dados ao AP, como destacado na Figura 35. Os serviços mencionados são acessados através do protocolo HTTP *request* utilizando métodos GET e POST. Esse serviço não pode iniciar uma interação com os sistemas MOSA e IFA, ele apenas responde à requisições feitas por tais sistemas, assemelhando-se a um servidor *web*. A presente seção descreve com mais detalhes as requisições que podem ser feitas ao UAV-S2DK que foi desenvolvido na linguagem Python.

Quadro 6 – Interface de requisições GET entre os sistemas MOSA/IFA e o S2DK.

Requisição	Exemplo de Resposta JSON	Informações dos Campos
`get-gps`	`{"gps": [-22.0059726, -47.8986881]}`	[latitude, longitude]
`get-barometer`	`{"barometer": [0.0, 870.0]}`	[alt_rel, alt_abs]
`get-battery`	`{"bat": [12.587, 0.0, 100]}`	[tensão, corrente, nível]
`get-attitude`	`{"att": [-0.0018, 1.9062, -0.0016]}`	[pitch, yaw, roll]
`get-velocity`	`{"vel": [-0.02, -0.05, 0.0]}`	[vel_x, vel_y, vel_z]
`get-gpsinfo`	`{"gpsinfo": [3, 10, 121, 65535]}`	[fix, n_sat., eph, epv]
`get-heading`	`{"heading": 110}`	unidade: ^{o}
`get-groundspeed`	`{"groundspeed": 2.21}`	unidade: m/s
`get-airspeed`	`{"airspeed": 1.53}`	unidade: m/s
`get-mode`	`{"mode": "STABILIZE"}`	tipo: `string`
`get-system-status`	`{"system-status": "STANDBY"}`	tipo: `string`
`get-armed`	`{"armed": false}`	tipo: `booleano`
`get-is-armable`	`{"is-armable": true}`	tipo: `booleano`
`get-ekf-ok`	`{"ekf-ok": true}`	tipo: `booleano`
`get-next-waypoint`	`{"next-waypoint": 5}`	tipo: `inteiro`
`get-count-waypoint`	`{"count-waypoint": 28}`	tipo: `inteiro`
`get-distance-to-home`	`{"distance-to-home": 6.50}`	unidade: m
`get-dist-to-wpt-curr`	`{"distance-to-wpt-current": 4.32}`	unidade: m
`get-home-location`	`{"home-location": [-22.0059726, -47.8986881, 870.0]}`	[lat, lng, alt_abs]
`get-parameters`	`{"parameters": "Key:WPNAV_RADIUS Value:80.0; Key:WPNAV_SPEED_DN Value:150.0; Key:RTL_ALT_FINAL Value:0.0; ... Key:BATT_CURR_PIN Value:12.0; "}`	-
`get-all-sensors`	`{"all-sensors": [-22.00597, -47.89869, 0.0, 870.0, 0.72, 1.93, 0.02, 109, 0.0, 0.0, 3, 10, 121, 65535, [-0.01, -0.04, 0.05], 0, 0, 0.1, 3.5, "STABILIZE", "STANDBY", false, true, true]}`	-

Fonte: Elaborada pelo autor.

O Quadro 6 apresenta um conjunto de requisições (usando GET), que podem ser pedidos pelos sistemas MOSA e IFA ao sistema S2DK. Na primeira coluna temos o nome da requisição

e na segunda coluna temos um exemplo de resposta obtida em formato JSON. A terceira coluna apresenta algumas informações sobre a requisição.

Quadro 7 – Interface de requisições/ações POST entre os sistemas MOSA/IFA e o S2DK.

Requisição/Ação	Exemplo de Argumento JSON	Informações dos Campos
`set-mission`	`{"mission":[{"action":"takeoff", "lat":0.0, "lng":0.0, "alt":2.0}, {"action":"goto", "lat":-22.00587424, "lng":-47.89874454, "alt":3.0}, {"action":"goto", "lat":-22.00587325, "lng":-47.89854124, "alt":5.0}]}`	{[ação, lat, lng, alt_rel]}
`append-mission`	`{"mission":[{"action":"goto", "lat":-22.00582424, "lng":-47.89874454, "alt":3.0}, {"action":"goto", "lat":-22.00587325, "lng":-47.89855124, "alt":5.0}, {"action":"goto", "lat":-22.00604778, "lng":-47.89854005, "alt":2.0}, {"action": "landv", "lat":0.0, "lng":0.0, "alt":0.0}]}`	{[ação, lat, lng, alt_rel]}
`set-waypoint`	`{"waypoint":{"action":"takeoff", "lat":0.0, "lng":0.0, "alt":2.0}}`	[ação, lat, lng, alt_rel]
`append-waypoint`	`{"waypoint":{"action":"goto", "lat":-22.00604778, "lng":-47.89853005, "alt":2.0}}`	[ação, lat, lng, alt_rel]
`set-parameter`	`{"parameter":{"key":"RTL_-ALT","value":800.0}}`	[chave, valor]
`set-heading`	`{"heading":{"value":193, "typeDirection":"ccw", "typeAngle":"relative"}}`	unidade: º
`set-velocity`	10.0	tipo: `double`
`set-mode`	"GUIDED"	tipo: `string`

Fonte: Elaborada pelo autor.

O Quadro 7 mostra o conjunto de ações (usando POST), que pode ser efetuado pelos sistemas MOSA e IFA ao S2DK. Na primeira coluna temos o nome da ação requerida e na segunda coluna temos um exemplo de argumento, especificado em formato JSON, necessário a realização da ação. A terceira coluna apresenta algumas informações sobre a requisição.

8.6 Sistema UAV-IFA

Uma implementação do sistema IFA foi desenvolvida, chamada UAV-IFA, e está disponível no repositório [8]. Esse sistema foi desenvolvido em Java e provê uma camada de segurança às missões executadas. Dentre as bibliotecas utilizadas nesse sistema, se destaca a Lib-UAV. Essa biblioteca foi desenvolvida durante a presente tese e contém um conjunto de funções

[8] <https://github.com/jesimar/UAV-Toolkit/tree/master/UAV-IFA/>

comuns (genéricas) aos sistemas UAV-IFA, UAV-MOSA e UAV-UAV-GCS. As ideias centrais da Lib-UAV são a reusabilidade de código e separação de conceitos.

Inicialmente, quando o sistema IFA é executado, um conjunto de parâmetros de voo do AP é definido pelo IFA. Esses parâmetros estão especificados no arquivo, chamado config-param.properties, que está disponível no Apêndice A. Alguns exemplos de parâmetros que podem ser alterados são: `RTL_ALT`, `WPNAV_RADIUS`, `WPNAV_SPEED`, `WPNAV_SPEED_UP` e `WPNAV_SPEED_DN`.

Dois arquivos de *logs* são gerados, em formato Valores Separados por Vírgula (CSV, do inglês *Comma-Separated Values*) quando o sistema IFA executa. Esses arquivos são o log-aircraft.csv e o log-overhead-ifa.csv. Um exemplo de cada um deles pode ser encontrado no Apêndice A.

O sistema IFA calcula algumas métricas, durante o voo, de forma a dar a aeronave uma maior inteligência/autonomia em suas tomadas de decisão. A Equação 8.1 retorna a distância euclidiana na horizontal do VANT até o local de decolagem (*home*). Nessa equação, o numerador apresenta a distância medida em graus, mesma unidade dos argumentos de entrada. Através a divisão pelo fator $\mathcal{F}$, garante-se a transformação de graus para metros. A Equação 8.2 dá o tempo estimado para fazer a operação de RTL. A Equação 8.3 retorna o consumo de bateria estimado para fazer uma operação de RTL. A Equação 8.4 apresenta a distância máxima estimada que o VANT consegue voar com a atual quantidade de bateria. A Equação 8.5 apresenta o tempo máximo estimado que o VANT consegue voar tendo em vista sua atual quantidade de bateria. Os tempos T^E_{rtl} e T^E_{max} são medidos em segundos. As distâncias D_{hrz} e D^E_{max} são medidas em metros. O consumo de combustível estimado em B^E_{rtl} é medido em porcentagem da bateria.

$$D_{hrz} = \frac{1}{\mathcal{F}} \cdot \sqrt{(p^{uav}_{lat} - p^{home}_{lat})^2 + ((p^{uav}_{lng} - p^{home}_{lng}) \cdot cos(\frac{\pi \cdot p^{home}_{lat}}{180})^2} \tag{8.1}$$

$$T^E_{rtl} = (1 + \mathcal{E}_1) \cdot \left(\frac{|p^{uav}_{altrel} - h_{rtl}|}{v_{up}} + \frac{D_{hrz}}{v_{hrz}} + \frac{|h_{rtl} - p^{home}_{altrel}|}{v_{down}} \right) \tag{8.2}$$

$$B^E_{rtl} = |p^{uav}_{altrel} - h_{rtl}| \cdot \mathcal{K}^E_{N_{up}} + D_{hrz} \cdot \mathcal{K}^E_{N_{hrz}} + |h_{rtl} - p^{home}_{altrel}| \cdot \mathcal{K}^E_{N_{down}} \tag{8.3}$$

$$D^E_{max} = \mathcal{E}_2 \cdot \frac{v_{hrz} \cdot B_{level}}{\mathcal{K}^E_{N_{hrz}}} \tag{8.4}$$

$$T^E_{max} = \frac{B_{level}}{\mathcal{K}^E_T} \tag{8.5}$$

Os valores definidos das constantes $\mathcal{E}$, $\mathcal{K}^E_T$ e $\mathcal{K}^E_N$ foram obtidos durante experimentos reais e simulados conduzidos durante esse tese. Esses valores foram encontrados para as aeronaves

iDroneAlpha e iDroneBeta. Caso o VANT utilizado seja muito diferente das aeronaves descritas, devido a aspectos físicos e elétricos, novos valores devem ser calculados para que as estimativas sejam corretas. Os valores D^E_{max} e T^E_{max} estão linearmente relacionados, ou seja, quanto maior for o tempo de voo maior será a distância alcançada.

Tabela 13 – Valores das constantes do VANT utilizadas nas equações.

Constante		Valor	Unidade de Medida	Tipo de Voo	Descrição
	$\mathcal{F}$	$0,000009$	°/metro	Real e Sim.	Fator de conversão de metros para graus
$\mathcal{E}$	$\mathcal{E}_1$	$0,20$	-	Real e Sim.	Percentagem de tempo extra aferida na execução de RTL
	$\mathcal{E}_2$	$0,70$	-	Real e Sim.	Percentagem da distância máxima de alcance no voo
$\mathcal{K}^E_T$	$\mathcal{K}^E_T$	$0,151$	% de bateria/segundo	Real	Eficiência energética média de tempo de voo
	$\mathcal{K}^E_T$	$0,216$	% de bateria/segundo	Simulado	
$\mathcal{K}^E_N$	$\mathcal{K}^E_{N_{hrz}}$	$0,077$	% de bateria/metro	Real	Eficiência energética média da navegação horizontal
	$\mathcal{K}^E_{N_{hrz}}$	$0,110$	% de bateria/metro	Simulado	
	$\mathcal{K}^E_{N_{up}}$	$0,481$	% de bateria/metro	Real	Eficiência energética média da navegação vertical para cima
	$\mathcal{K}^E_{N_{up}}$	$0,500$	% de bateria/metro	Simulado	
	$\mathcal{K}^E_{N_{down}}$	$0,337$	% de bateria/metro	Real	Eficiência energética média da navegação vertical para baixo
	$\mathcal{K}^E_{N_{down}}$	$0,450$	% de bateria/metro	Simulado	

Fonte: Elaborada pelo autor.

Tabela 14 – Parâmetros do piloto automático utilizados nas equações e nos experimentos.

Parâmetro	Valor	Unidade de Medida	Descrição
v_{hrz}	$3,00$ (em geral)	metros/segundo	Velocidade de deslocamento horizontal
v_{up}	$0,50$	metros/segundo	Velocidade de deslocamento vertical para cima
v_{down}	$0,50$	metros/segundo	Velocidade de deslocamento vertical para baixo
h_{rtl}	20 (em geral)	metros	Altitude de realização do RTL

Fonte: Elaborada pelo autor.

Variáveis:

- p^{uav}_{lat}: posição da latitude atual do VANT;
- p^{uav}_{lng}: posição da longitude atual do VANT;
- p^{uav}_{altrel}: posição da altitude relativa atual do VANT;
- p^{home}_{lat}: posição da latitude do ponto de decolagem do VANT (*home*);
- p^{home}_{lng}: posição da longitude do ponto de decolagem do VANT (*home*);
- p^{home}_{altrel}: posição da altitude relativa do ponto de decolagem do VANT (*home*), em geral é 0 metro;

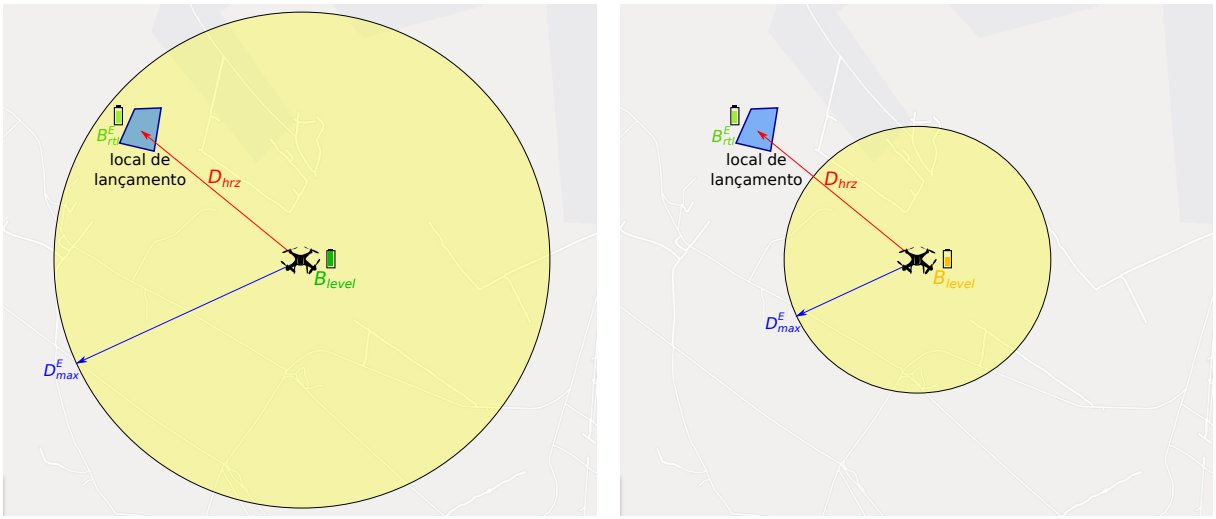
- B_{level}: nível atual da bateria do VANT.

A Equação 8.6 pode ser utilizada para converter um valor de arco em graus terrestre para metros. Essa equação é uma derivação simples da equação da circunferência, $C = 2 \cdot \pi \cdot R$. Entretanto, não há interesse no comprimento total da circunferência, mas em uma fração dela ($\frac{\tau}{360}$). Na Equação 8.6, L é o comprimento do arco da circunferência (em metros), $\mathcal{R}_T$ é o raio do círculo (raio da Terra em metros), τ é o ângulo percorrido na circunferência (em graus). A constante $\mathcal{F}$ que converte os valores de metros para graus, e vice-versa, foi obtida utilizando o raio da Terra, igual a $\mathcal{R}_T = 6.366.197$ metros, veja a Equação 8.7.

$$L = \pi \cdot \mathcal{R}_T \cdot \frac{\tau}{180} \tag{8.6}$$

$$\mathcal{F} = \frac{180}{\pi \cdot \mathcal{R}_T} = \frac{90^\circ}{10.000.000\ metros} \tag{8.7}$$

Figura 59 – Condições verificadas pelo IFA para acionamento da operação de RTL.



(a) Condição para realização de RTL satisfeita. (b) Condição para realização de RTL insatisfeita.

Fonte: Elaborada pelo autor.

Os valores das variáveis T^E_{rtl}, B^E_{rtl}, D^E_{max} e T^E_{max} são calculados constantemente pelo sistema IFA, dentro do módulo que monitora a segurança da aeronave. Caso uma condição de tempo ruim ocorra e o sistema IFA decida acionar o mecanismo de RTL, como ilustrado na Figura 37, a seguinte condição $B_{level} > B^E_{rtl}$ é verificada. Essa condição analisa se o nível atual da bateria é maior que o nível estimado de bateria necessária para fazer o RTL, caso seja, a operação de RTL é normalmente acionada. Todavia, caso essa condição não seja satisfeita, uma mensagem informando que não há bateria suficiente é reportada ao piloto em Terra e a ação de pouso na vertical é executada automaticamente. Esse mecanismo de segurança foi implementado de maneira a impedir que a aeronave caia durante a execução de um RTL em que o sistema

já havia, previamente, verificado não ser possível de concluir. A Figura 59a ilustra o caso em que a condição $B_{level} > B^E_{rtl}$ é satisfeita, o que implica também que a condição $D^E_{max} > D_{hrz}$ seja verdadeira. Dessa maneira, a operação de RTL deve ser executada normalmente. Já a Figura 59b ilustra o caso em que a condição $B_{level} > B^E_{rtl}$ não é satisfeita, o que acaba por implicar que a condição $D^E_{max} > D_{hrz}$ seja falsa. Dessa forma, a operação de pouso na vertical deve ser efetuada, uma vez que a aeronave não conseguirá retornar ao local de lançamento.

8.7 Sistema UAV-MOSA

Uma implementação do sistema MOSA, chamada UAV-MOSA, foi desenvolvida e encontra-se disponível no repositório [9]. Ela foi desenvolvida em Java e objetiva executar toda a missão especificada pelo projetista. Dentre as bibliotecas utilizadas nesse sistema, se destaca a Lib-UAV.

Um arquivo de *log* é gerado em formato CSV quando o sistema MOSA executa. Esse arquivo é o log-overhead-mosa.csv e um exemplo dele pode ser encontrado no Apêndice A.

Todos os planejadores e replanejadores utilizados retornam uma rota discreta formada por um conjunto finito de pontos. No entanto, a rota seguida pela aeronave é uma trajetória contínua formada por infinitos pontos. Quanto maior o fator de discretização utilizado, melhor podemos aproximar a rota contínua por uma rota discreta. Um alto fator de discretização, em geral, leva os algoritmos a um alto custo computacional, como demostrado em Arantes (2017). Um problema não relacionado ao algoritmo planejador de rotas é a capacidade de armazenamento de *waypoints* pelo AP. A APM suporta até 166 *waypoints*, já a Pixhawk suporta até 718 *waypoints*. Dessa maneira, a Pixhawk suporta rotas com até 4,3 vezes mais *waypoints* que a APM.

Outro fator que limita os pilotos automáticos no quesito quantidade de *waypoints* é o tempo de escrita/armazenamento dos mesmos no AP. Em um estudo feito nesta tese, verificou-se que o tempo de escrita aumenta linearmente com a quantidade de *waypoints*. Devido a esses dois fatores limitantes, capacidade de armazenamento e tempo de escrita dos *waypoints*, um método simplificador de *waypoints* foi implementado. O simplificador, de forma geral, remove os pontos colineares baseado em um limiar.

8.8 Considerações Finais

Este capítulo apresentou os principais sistemas desenvolvidos durante esta tese de doutorado. Os sistemas implementados possuem como características: ser *plug and play*; multiplataforma (testado em Linux, Windows e Mac OS X); suportar arquitetura x86 e ARM; suportar os pilotos automáticos APM e Pixhawk; suportar os *companion computers* Raspberry Pi, Intel Edison e BeagleBone Black; suportar missões com MOSA não-adaptativo e adaptativo. A

[9] <https://github.com/jesimar/UAV-Toolkit/tree/master/UAV-MOSA/>

Tabela 15 resume algumas informações sobre esses programas. Em uma análise direta sobre a memória consumida por todo o sistema autônomo, verificou-se o consumo de cerca de 90 a 100 MB de RAM nas placas Raspberry Pi, Intel Edison e BeagleBone Black. Com relação ao gasto no disco rígido (HD) pelo sistema autônomo, necessita-se de pelo menos 57 MB de espaço livre executando do repositório [10]. Com relação ao processamento sobre os CC, uma análise direta revelou que a aplicação que mais consome processamento é o MavProxy, seguido por UAV-S2DK, UAV-IFA e UAV-MOSA, esses dois últimos sem estar executando os (re)planejadores. A Tabela 16 resume algumas informações sobre o consumo de processador desses programas.

Tabela 15 – Resumo dos principais códigos desenvolvidos neste trabalho.

Sistema/Programa	Linguagem	Classes	Pacotes	Métodos	Linhas de Código
UAV-Mission-Creator	Java	21	7	182	2.972
UAV-Manager	Java	9	3	44	1.301
UAV-GCS	Java	33	11	180	7.387
UAV-S2DK	Python	7[11]	1[12]	44	788
UAV-IFA	Java	18	6	87	3.416
UAV-MOSA	Java	10	5	75	2.804
Lib-UAV	Java	87	12	558	8.751
Total	-	185	45	1.170	27.419

Fonte: Elaborada pelo autor.

Tabela 16 – Resumo do consumo de processador dos sistemas que executam sobre o CC.

Companion Computer	Raspberry Pi 3	Intel Edison	BeagleBone Black
Sistema/Programa	Processamento		
Sem Sistema Autônomo	0% a 5%	0% a 5%	1% a 3%
Com Sistema Autônomo	20% a 35%	70% a 90%	70% a 90%
MavProxy	10% a 15%	15% a 20%	45% a 50%
UAV-S2DK	8% a 12%	10% a 15%	30% a 35%
UAV-IFA	2% a 5%	3% a 6%	5% a 8%
UAV-MOSA	1% a 4%	2% a 5%	3% a 6%
HGA4m	N/A	38% a 55%	N/A

Fonte: Elaborada pelo autor.

O próximo capítulo apresentará os resultados obtidos.

[10] <https://github.com/jesimar/UAV-Embedded/>
[11] Leia-se arquivos e não classes
[12] Leia-se pasta e não pacote

CAPÍTULO

9

RESULTADOS

“ Você nunca sabe que resultados virão da sua ação. Mas se você não fizer nada, não existirão resultados. ”

Mohandas Karamchand Gandhi

9.1 Considerações Iniciais

O presente capítulo apresentará os resultados computacionais obtidos durante as etapas de experimentação. A Seção 9.2, mostra os resultados dos experimentos desenvolvidos e publicados no *Genetic and Evolutionary Computation Conference* (GECCO), em 2017. A Seção 9.3 reporta os resultados experimentais desenvolvidos e publicados no *IEEE International Conference on Tools with Artificial Intelligence* (ICTAI), em 2017. A Seção 9.4 expõe os resultados obtidos e publicados no *International Council of the Aeronautical Sciences* (ICAS), em 2018. Por fim, alguns resultados computacionais finais estão reportados na Seção 9.5.

9.2 Resultados do Artigo do GECCO 2017

Esta seção discute os resultados computacionais obtidos em dois experimentos desenvolvidos e publicados no GECCO 2017. O artigo está disponível em Arantes *et al.* (2017a). O primeiro experimento objetiva avaliar o desempenho do método *Hybrid Genetic Algorithm for mission* (HGA4m) e do *Multi-Population Genetic Algorithm for security* (MPGA4s) quando executados sobre as plataformas de hardware Intel Edison e Intel i5. Os modelos dos métodos HGA4m e do MPGA4s foram brevemente apresentados no Capítulo 5. O segundo experimento é um estudo de caso mais específico, em que simulações são conduzidas sobre a arquitetura do sistema proposto descrita no Capítulo 6. Os resultados descritos nesta seção foram baseados na aeronave Ararinha e simulados utilizando o Rascal 110, cujas configurações estão na Tabela 1. A Tabela 17 mostra os valores dos parâmetros para o HGA4m e MPGA4s utilizados. Esses valores são os mesmos valores utilizados em Arantes *et al.* (2016), Arantes *et al.* (2015).

Tabela 17 – Configurações utilizadas nos métodos HGA4m e MPGA4s.

Parâmetro	Valor HGA4m	Valor MPGA4s
número de populações	3	3
tamanho da população	3×13	3×13
taxa de crossover	5	0,5
taxa de mutação	0,7	0,75
critério de parada ($\mathcal{T}_{SC}$)	10 segundos	1 segundo
elitismo	Sim	Sim

Fonte: Elaborada pelo autor.

Utilizando o gerador proposto em Blackmore, Ono e Williams (2011), 40 instâncias de mapas foram gerados aleatoriamente. Esses mapas foram empregados nos experimentos com HGA4m, em que rotas para o planejamento da missão foram criadas. Os arquivos de instância dos mapas utilizados no planejador estão disponíveis no *link* [1]. A avaliação do método MPGA4s foi conduzida sobre um conjunto de 60 mapas, em que havia 10 mapas para cada tipo de instância, como descrito em Arantes *et al.* (2015). Os arquivos de instância dos mapas utilizados no replanejador estão disponíveis no *link* [2]. Os primeiros resultados foram obtidos após a execução do HGA4m por 10 vezes sobre cada um dos 40 mapas. O HGA4m foi executado em duas plataformas de hardware. A primeira delas foi a plataforma de computação Intel Edison com processador *dual-core* com 500 MHz, 1 GB de memória RAM e sistema operacional Linux - Yocto. A segunda foi um Computador Pessoal (PC) regular com processador Intel i5 com 1,8 GHz, 4 GB de memória RAM, sistema operacional Linux - Ubuntu 16.04. Duas métricas principais são comparadas: número de avaliações de *fitness* e tamanho da rota retornado. A Figura 60 mostra o número de avaliações de *fitness* médios sobre 10 execuções em cada instância.

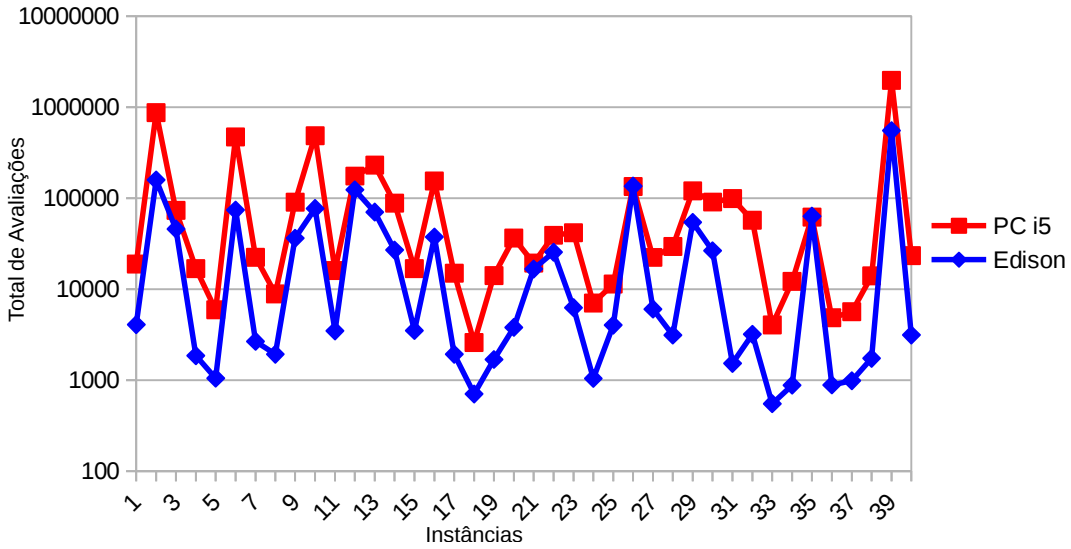
Conforme esperado, o número de avaliações é reduzido quando se executa o HGA4m sobre a Edison. Isso significa que o HGA4m explora menos o espaço de busca ao executar sobre um CC do que ao ser executado em um PC regular. Entretanto, a qualidade da solução em termos de tamanho da rota é praticamente a mesma, como mostrado pela Figura 61. O tamanho da rota retornada com a Edison foi similar a alcançada sobre a plataforma PC, o que indica um consumo de combustível/bateria equivalente. Logo, a segunda métrica indica que a qualidade das rotas retornadas é mantida quando o HGA4m é executado sobre uma plataforma de hardware inferior.

O teste não-paramétrico de Kruskal-Wallis foi realizado para medir estatisticamente os resultados das Figuras 60 e 61, como mostrado na Tabela 18. Os critérios de independência, homocedasticidade e normalidade devem ser satisfeitos para a aplicação de testes paramétricos. Se pelo menos um critério não for satisfeito, devemos utilizar testes não paramétricos. O teste

[1] <https://github.com/jesimar/UAV-Toolkit/tree/master/Instances/Artificial/Path-Planning/GECCO-2017>

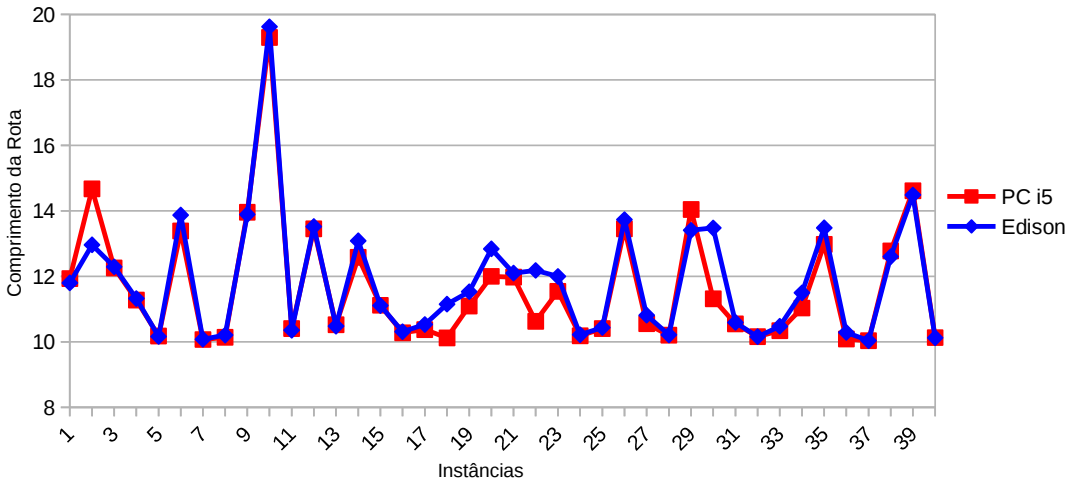
[2] <https://github.com/jesimar/UAV-Toolkit/tree/master/Instances/Artificial/Path-Replanning/GECCO-2017>

Figura 60 – Número de avaliações por instância no método HGA4m.



Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 61 – Tamanho da rota por instância no método HGA4m.



Fonte: Elaborada pelo autor.

de Kolmogorov-Smirnov foi realizado e mostrou que os dados das Figuras 60 e 61 não seguem uma distribuição normal. Há uma diferença significativa entre os resultados retornados pelo PC i5 e pela Edison, como pode ser visto por $p\text{-}value < 0,0001$ em relação ao critério número de avaliação. No entanto, não há diferença significativa detectada quanto ao critério de tamanho da rota.

A seguir é avaliado o MPGA4s sobre ambas plataformas, PC i5 e Edison, para resolver um conjunto de 60 mapas. A Figura 62 mostra o número de avaliações (avaliações da função de *fitness*).

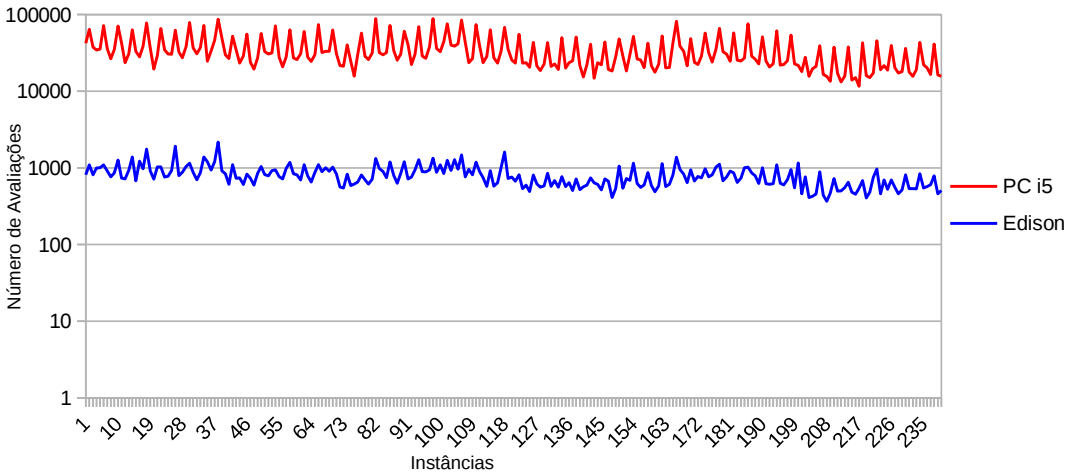
Um total de 805 avaliações em média da função de *fitness* é executado pelo MPGA4s na plataforma Edison, enquanto 34.440 avaliações ocorrem sobre PC i5. A plataforma PC executa

Tabela 18 – Teste de Kruskal-Wallis para o método HGA4m.

Métrica	Arquitetura	*p-value*
Número de Avaliações	PC i5 Edison	$< 0,0001$
Tamanho da Rota	PC i5 Edison	$0,185$

Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 62 – Número de avaliações por instância no método MPGA4s.



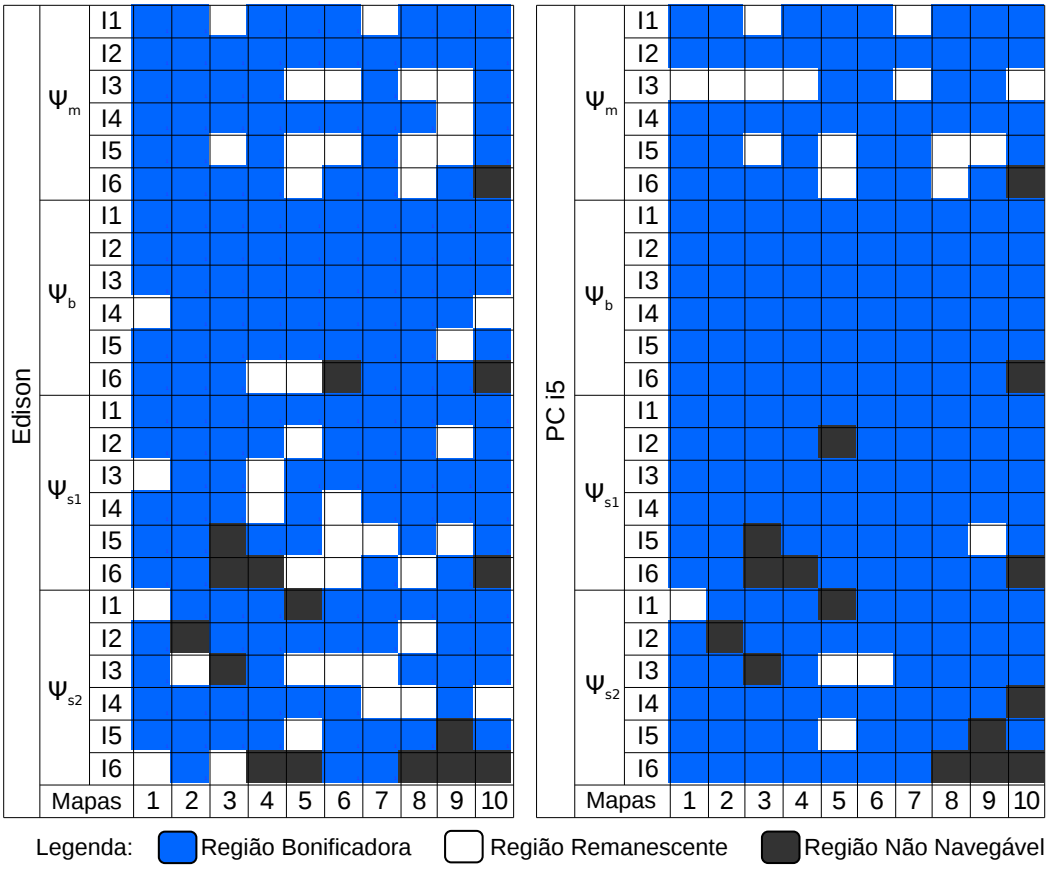
Fonte: Elaborada pelo autor.

aproximadamente 42 vezes mais avaliações do que a Edison, mas a qualidade do desempenho mantém-se satisfatória, como mostra a Figura 63.

O local de pouso pode ser pensado como uma maneira direta de medir a qualidade da solução. A Figura 63 ilustra os locais onde o pouso ocorreu. Esse local é obtido através das rotas do MPGA4s de ambas as arquiteturas avaliadas. Existem seis conjuntos de instâncias (I1, I2, $\cdots$ I6), em que o MPGA4s é avaliado levando em conta quatro situações críticas descritas em Arantes *et al.* (2015): falha no motor (Ψ_m), superaquecimento da bateria (Ψ_b), problema na semi-asa direita (Ψ_{s1}) e problema na semi-asa esquerda (Ψ_{s2}). Um total de 10 mapas diferentes foram avaliados. A cor azul indica o local de pouso em região bonificadora, cor branca indica pouso em região remanescente e cor cinza escuro indica violação da restrição de não navegabilidade. Essa imagem revela uma grande similaridade entre os locais de pouso para as rotas retornadas em ambas arquiteturas de hardware.

A Tabela 19 apresenta numericamente os resultados da Figura 63. Pode-se observar que cerca de 75,4% das soluções pousaram em uma região segura para rotas retornados pela Edison, contra 85,8% na plataforma PC. As soluções do PC executaram apenas 10,4% melhor do que as soluções embarcadas. Essa diferença de qualidade (10,4%) pode ser considerada pequena ao se pensar na diferença de poder de processamento (42 vezes mais rápido o PC do que a Edison). O

Figura 63 – Local de pouso de ambas as arquiteturas de hardware para o MPGA4s.



Fonte: Elaborada pelo autor.

número de violações da condição de não navegabilidade nas rotas de ambas as plataformas é praticamente o mesmo.

Os resultados acima revelam que uma arquitetura de hardware, como a Edison, consegue salvar o VANT em 75,4% das situações críticas que causariam sua inevitável queda. Os resultados também mostram que, mesmo que fosse possível configurar todo o hardware de uma plataforma de PC na aeronave, a melhora alcançada seria de cerca de 10,4% nas chances de salvar a aeronave.

Tabela 19 – Resumo dos locais de pouso do MPGA4s em ambas as arquiteturas de hardware.

Região de Pouso	PC i5	Edison
bonificadora	206 (85,8%)	181 (75,4%)
remanescente	19 (7,9%)	43 (17,9%)
penalizadora	0 (0,0%)	0 (0,0%)
no-fly zone	15 (6,2%)	16 (6,6%)
total	240 (100%)	240 (100%)

Fonte: Elaborada pelo autor.

O teste de Kruskal-Wallis foi realizado para medir estatisticamente os resultados da Figura 62 e os resultados são mostrados na Tabela 20. O teste não paramétrico foi justificado,

uma vez que esses dados também não seguem uma distribuição normal, informação obtida pelo teste de Kolmogorov-Smirnov. Existe uma diferença significativa entre o desempenho do MPGA4s quando se compara as plataformas de hardware.

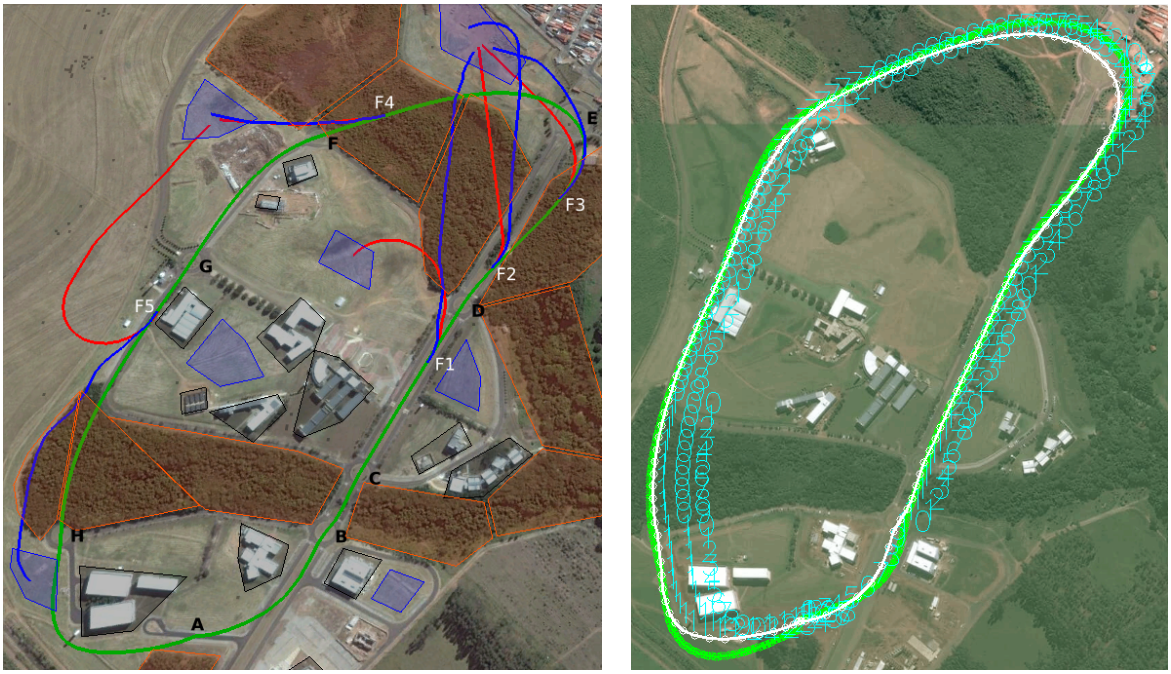
Tabela 20 – Teste de Kruskal-Wallis para o método MPGA4s

Métrica	Arquitetura	*p-value*
Avaliações	PC i5 Edison	$< 0,0001$

Fonte: Elaborada pelo autor.

Um estudo de caso também foi avaliado, em que uma aplicação do mundo real para planejamento de missão e segurança é conduzida. Nesse experimento, o desempenho do sistema é também comparado quando executado sobre as plataformas Edison e PC i5. A Figura 64a mostra os resultados obtidos.

Figura 64 – Resultado do estudo de caso em um cenário do mundo real no Campus 2-USP.



(a) Rotas obtidas pelo HGA4m e MPGA4s. (b) Rota obtida pelo HGA4m utilizando SITL.

Fonte: Elaborada pelo autor.

A rota completa planejada com o método HGA4m, em que o VANT deve executar todo o plano da missão, é representada por uma linha verde. Essa rota é extremamente similar em ambas as arquiteturas e não apresenta diferenças significativas. Uma análise dessa rota mostra que a missão é executada sem violação das regiões não navegáveis.

A Figura 64a também mostra pontos rotulados por **F1**, **F2**, **F3**, **F4** e **F5**, que são lugares onde uma falha crítica foi detectada. O sistema proposto é avaliado quando uma falha ocorre

Tabela 21 – Diferentes simulações efetuadas utilizando SITL para validar as rotas.

Arquitetura	Método Avaliado	Descrição	*Link Web*
PC i5	HGA4m	Rota completa sem falha	<https://youtu.be/D22r8qZ4Wmo>
Edison	HGA4m	Rota completa sem falha	<https://youtu.be/O-xMC51w5ec>
PC i5	HGA4m e MGPA4s	Rota parcial com falha em **F5**	<https://youtu.be/Vzt6sZgFhL0>
Edison	HGA4m e MGPA4s	Rota parcial com falha em **F5**	<https://youtu.be/rTtg3ANmNvw>

Fonte: Elaborada pelo autor.

em cada um desses pontos. O superaquecimento da bateria é assumido como falha, forçando o sistema IFA a realizar um pouso de emergência. Nesse caso, uma linha azul indica a rota emergencial retornada pela Edison. A linha vermelha indica a rota emergencial retornada pela plataforma PC. Todas as rotas são capazes de trazer com segurança a aeronave ao solo, pousando sobre regiões bonificadoras, sem voar sobre regiões não navegáveis.

Um conjunto de simulações SITL foi utilizado para validar as rotas, em que o hardware do piloto automático é simulado. A Figura 64b apresenta os resultados obtidos quando a missão é executada sem qualquer falha. As trajetórias seguidas pelo VANT durante essas simulações apresentam um pequeno desvio da rota planejada pelo HGA4m.

Os vídeos, na Tabela 21, mostram quatro de doze experimentos conduzidos utilizando SITL. É possível ver que a interação entre os módulos embarcados funciona adequadamente e que a diferença no poder de processamento entre a Edison e PC não compromete os experimentos. A explicação para esse fato é que os métodos HGA4m e MPGA4s são técnicas de IA, baseadas em computação evolutiva, que consomem pouco processamento e são capazes de encontrar soluções próximas do ótimo em um curto tempo computacional.

9.3 Resultados do Artigo do ICTAI 2017

Esta seção discute os resultados computacionais obtidos nos experimentos desenvolvidos e publicados no ICTAI 2017. O artigo está disponível em Arantes *et al.* (2017). Esses experimentos avaliam o desempenho de quatro métodos (GH4s, GA4s, GA-GH-4s e GA-GA-4s) executados sobre as plataformas de hardware Intel Edison e Intel i5. Um estudo de caso foi avaliado através de simulações SITL sobre a arquitetura do sistema proposto. Os experimentos foram projetados e calibrados com base no VANT de asa fixa Ararinha e simulados com o Rascal 110, cujas configurações estão descritas na Tabela 1.

As configurações do GA4s são baseadas em Arantes *et al.* (2017a) e estão descritas na Tabela 22. Nesses experimentos, duas situações críticas foram avaliadas: problema na bateria (Ψ_b) e no motor (Ψ_m).

Um total de 30 mapas artificiais foi avaliado e pode ser acessado no *link*[3]. Os métodos

[3] <https://github.com/jesimar/UAV-Toolkit/tree/master/Instances/Artificial/Path-Replanning/>

Tabela 22 – Configurações utilizadas nos métodos HGA4m e MPGA4s.

Parâmetro	Valor GA4s
tamanho da população	39
tamanho do torneio	3
taxa de crossover	0,5
taxa de mutação	0,7
critério de parada ($\mathcal{T}_{SC}$)	tempo
elitismo	Sim

Fonte: Elaborada pelo autor.

são avaliados em duas plataformas de hardware diferentes que são: Intel Edison e Intel i5. A comparação entre duas arquiteturas de computador diferentes é relevante, uma vez que os resultados obtidos pelo Intel i5 podem ser vistos como um limite superior para a qualidade da solução do computador embarcado. As estratégias baseadas em computação evolutiva são executadas 10 vezes para cada mapa, enquanto o GH4s é executado apenas uma vez, visto que é uma heurística determinística.

A Tabela 23 apresenta os resultados alcançados para cada abordagem (GH4s, GA4s, GA-GH-4s e GA-GA-4s). Esses resultados dão as taxas de sucesso, quando a aeronave efetua um pouso seguro (pouso dentro de uma região bonificadora). Também é mostrado o tempo utilizado no critério de parada (parâmetro $\mathcal{T}_{SC_R}$) do algoritmo genético, em que a execução da GH4s não foi previamente configurada com limite de tempo, pois é uma heurística determinística de rápida execução. As colunas Ψ_b e Ψ_m representam a taxa de pouso com sucesso diante uma falha na bateria e no motor, respectivamente. A coluna Média indica a média das colunas Ψ_b e Ψ_m. A coluna Tempo indica a duração do processamento em milissegundos (ms). Nessa tabela a cor verde salienta os melhores resultados, a cor vermelha os piores, a cor azul e negrito destacam alguns valores mencionados no texto.

Os resultados dos métodos, que executam no computador Intel i5, são competitivos com base nos valores relatados. O VANT conseguiu pousar com segurança, em média de 83,2% até 88,8% dos casos, exceto pela GH4s que pousa a aeronave 73,3% das vezes. Por outro lado, a GH4s precisa apenas de 41 milissegundos, em média, para retornar um novo caminho. Além disso, o aumento no limite de tempo melhora os resultados globais, apenas 5,6% (de 83,2% até 88,8%), mesmo quando executado quatro vezes mais (de 250 ms até 1000 ms).

Nos resultados obtidos com a Intel Edison, a taxa de sucesso diminui e o tempo computacional aumenta conforme esperado. A GH4s mantém sua qualidade, pois é uma heurística determinista. No entanto, o tempo de execução aumenta de 41 ms na Intel i5 para 347 ms na Intel Edison, o que significa uma perda de desempenho em torno de 8,4 vezes. As taxas de sucesso dos outros métodos mudam de 67,3% para 82,3%, indicando uma diferença em torno de 15% com

Tabela 23 – Resultados obtidos após avaliar diferentes estratégias em mapas artificiais.

		PC - Intel i5				CC - Intel Edison			
Métodos	$\mathcal{T}_{SC_R}$ (ms)	Ψ_b	Ψ_m	Média	Tempo	Ψ_b	Ψ_m	Média	Tempo
GH4s	N/A	86,7%	60,0%	73,3%	41	86,7%	60,0%	**73,3%**	347
GA4s	250	96,3%	72,0%	84,2%	250	72,3%	62,3%	67,3%	250
GA4s	500	99,0%	73,0%	86,0%	500	84,7%	65,3%	75,0%	500
GA4s	1000	98,3%	75,7%	87,0%	1000	91,0%	68,0%	79,5%	1000
GA-GH-4s	250	95,3%	71,0%	**83,2%**	250	89,3%	62,7%	**76,0%**	309
GA-GH-4s	500	100,0%	72,3%	86,2%	500	90,3%	65,7%	78,0%	510
GA-GH-4s	1000	99,3%	76,0%	87,7%	1000	92,3%	69,0%	80,7%	1000
GA-GA-4s	250	99,3%	72,3%	85,8%	250	81,0%	65,0%	73,0%	250
GA-GA-4s	500	99,7%	73,3%	86,5%	500	89,7%	68,3%	79,0%	500
GA-GA-4s	1000	99,7%	78,0%	88,8%	1000	94,7%	70,0%	82,3%	1000
Média	-	97,4%	72,4%	84,9%	-	87,2%	65,6%	76,4%	-

Fonte: Elaborada pelo autor.

base na estratégia, bem como o limite de tempo associado. As estratégias baseadas em comitê superam a GH4s para a maioria dos casos, enquanto elas são melhores do que GA4s quando comparados dentro do mesmo limite de tempo de execução. A estratégia GA-GH-4s retorna uma taxa de pouso bem sucedido em 76,0% em pouco tempo (250 ms), enquanto a estratégia GA-GA-4s tem melhores taxas de sucesso variando de 500 ms para 1000 ms.

O teste não paramétrico de Kruskal-Wallis foi aplicado para avaliar a diferença significativa entre os resultados reportados na Tabela 24. Em primeiro lugar, é feita uma comparação entre as taxas de sucesso obtidas pelos métodos executados com os computadores Intel i5 e Edison. Os resultados mostram uma diferença significativa, uma vez que $p\text{-}value < 0,05$. A segunda análise compara se há uma diferença significativa entre as taxas de sucesso reportadas para falhas de bateria e motor. Há também uma diferença significativa entre o desempenho dos métodos, quando se lida com falha de bateria e motor.

Tabela 24 – Teste de Kruskal-Wallis para arquitetura e situação crítica.

Métrica	Atributo	*p-value*	Grupos	
Arquitetura	Intel i5 Intel Edison	0,003	A	B
Situação Crítica	Falha na Bateria Falha no Motor	$< 0,0001$	A	B

Fonte: Elaborada pelo autor.

A Tabela 25 apresenta os resultados do teste de Dunn para comparação múltipla. Os piores métodos são GA4s e GA-GA-4s, com 250 ms, e GA4s, com 500 ms em execução na Edison, enquanto não há diferença significativa entre as outras estratégias. Assim, com base na avaliação estatística feita, não podemos garantir uma diferença significativa entre as taxas de sucesso ao executar a maioria das estratégias utilizando um *companion computer*, como Intel

Edison ou um computador pessoal, como Intel i5.

Tabela 25 – Teste de Dunn para comparação múltipla em mapas artificiais.

Arquitetura	Métodos	$\mathcal{T}_{SC_R}$ (ms)	Grupos			
Intel Edison	GA4s	250	D			
	GA-GA-4s	250	D	C		
	GA4s	500	D	C	B	
	GH4s	-		C	B	A
	GA-GH-4s	250		C	B	A
	GA4s	1000		C	B	A
	GA-GH-4s	500		C	B	A
	GA-GA-4s	500		C	B	A
	GA-GH-4s	1000		C	B	A
	GA-GA-4s	1000		C	B	A
Intel i5	GH4s	-		C	B	A
	GA4s	250		C	B	A
	GA-GH-4s	250		C	B	A
	GA4s	500			B	A
	GA-GA-4s	250			B	A
	GA-GH-4s	500				A
	GA-GA-4s	500				A
	GA4s	1000				A
	GA-GH-4s	1000				A
	GA-GA-4s	1000				A

Fonte: Elaborada pelo autor.

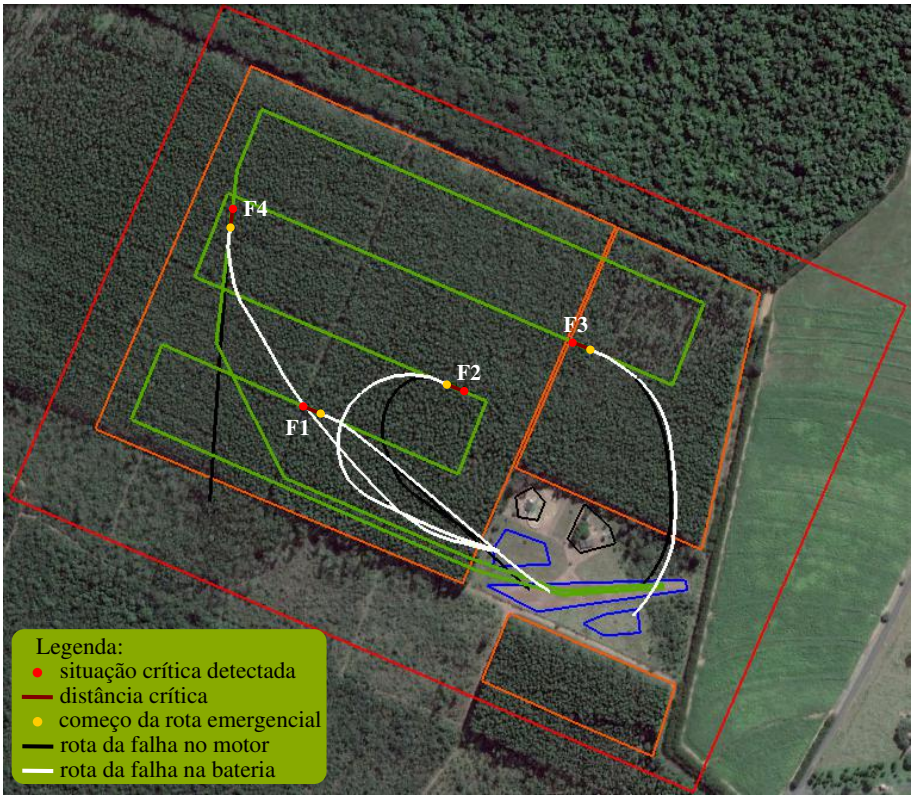
Um conjunto de simulações foi executado a partir de um estudo de caso sobre um cenário para imageamento aéreo. A Figura 65 mostra a rota seguida pelo VANT durante a missão. Existem várias falhas rotuladas como **F1**, **F2**, **F3** e **F4** que foram simuladas, em que o sistema IFA detectou essas falhas. Em seguida, o algoritmo de replanejamento é executado pelo limite de tempo definido anteriormente como critério de parada. Esse tempo faz com que o VANT percorra a distância crítica d_c. Nesses experimentos, a velocidade do VANT no instante das falhas é de 24 m/s e, após um segundo (como limite de tempo), a aeronave atingiu $d_c = 24$ metros para longe do ponto da falha. A nova rota é enviada para o piloto automático e a missão atual é interrompida.

As rotas brancas, na Figura 65, representam o caminho replanejado para a falha da bateria, enquanto as rotas pretas representam a falha do motor. Essas trajetórias foram determinadas aplicando a estratégia GA-GA-4s. A aeronave foi capaz de pousar em uma região bonificadora em quase todos os casos em que a única exceção foi a falha no motor (**F4**).

Em seguida, um total de 10 execuções é feito para cada método e cada falha e os resultados são mostrados na Tabela 26. O método com pior desempenho é o GH4s, que salva a aeronave apenas 12,5%. Os outros métodos retornam soluções melhores, principalmente quando executados por 1000 ms. Suas taxas de sucesso atingem valores de 71,3% a 75,0%. De acordo com esses resultados, o método com a melhor taxa de sucesso é o GA-GA-4s.

A Tabela 27 apresenta algumas das simulações utilizando SITL para validar as rotas, geradas pelo GA-GA-4s, após uma falha crítica na bateria. Essa estratégia foi executada na Intel

Figura 65 – Resultado do estudo de caso em um cenário do mundo real utilizando o GA4s.



Fonte: Elaborada pelo autor.

Tabela 26 – Resultados obtidos após avaliar diferentes estratégias no estudo do caso.

		Intel i5				Intel Edison			
Métodos	$\mathcal{T}_{SC_R}$ (ms)	Ψ_b	Ψ_m	Média	Tempo	Ψ_b	Ψ_m	Média	Tempo
GH4s	N/A	25,0%	0,0%	12,5%	22	25,0%	0,0%	12,5%	192
GA4s	250	100,0%	50,0%	75,0%	250	35,0%	37,5%	36,3%	250
GA4s	500	100,0%	50,0%	75,0%	500	62,5%	50,0%	56,3%	500
GA4s	1000	100,0%	67,5%	83,8%	1000	95,0%	50,0%	72,5%	1000
GA-GH-4s	250	100,0%	50,0%	75,0%	250	37,5%	37,5%	37,5%	234
GA-GH-4s	500	100,0%	50,0%	75,0%	500	67,5%	50,0%	58,8%	481
GA-GH-4s	1000	100,0%	75,0%	87,5%	1000	92,5%	50,0%	**71,3%**	992
GA-GA-4s	250	100,0%	50,0%	75,0%	250	50,0%	45,0%	47,5%	250
GA-GA-4s	500	100,0%	50,0%	75,0%	500	85,0%	50,0%	67,5%	500
GA-GA-4s	1000	100,0%	75,0%	87,5%	1000	100,0%	50,0%	75,0%	1000
Média Final	-	92,5%	51,8%	72,1%	-	65,0%	42,0%	53,5%	-

Fonte: Elaborada pelo autor.

Edison. As simulações mostram que o piloto automático do VANT é capaz de seguir a rota de pouso emergencial enviada pelo método.

Tabela 27 – Diferentes simulações efetuadas utilizando SITL para validar as rotas do GA4s.

Simulação	Descrição	*Link Web*
Simulação 1	Falha crítica na bateria em **F1**	<https://youtu.be/lPYJ6nVCBRs>
Simulação 2	Falha crítica na bateria em **F2**	<https://youtu.be/k38GBjM5jXU>
Simulação 3	Falha crítica na bateria em **F3**	<https://youtu.be/SQebmNOnUkg>
Simulação 4	Falha crítica na bateria em **F4**	<https://youtu.be/E6L2kQBF-ps>
Simulação 5	Rota completa sem falha crítica	<https://youtu.be/DxWcQVyJtFQ>

Fonte: Elaborada pelo autor.

9.4 Resultados do Artigo do ICAS 2018

Esta seção discute os resultados computacionais obtidos nos experimentos desenvolvidos e publicados no ICAS 2018. O artigo está disponível em Vannini *et al.* (2018). Nesse trabalho, foi implementada uma Arquitetura Orientada a Serviços (SOA), junto com os sistemas MOSA e IFA, de forma a dar à aeronave maior autonomia de voo. Esse trabalho apresenta uma versão desses sistemas com destaque para a comunicação entre eles. Esses resultados avaliam o desempenho da nossa arquitetura ao executar os sistemas MOSA e IFA sobre diferentes tipos de falhas, como as falhas esquematizadas na Figura 37.

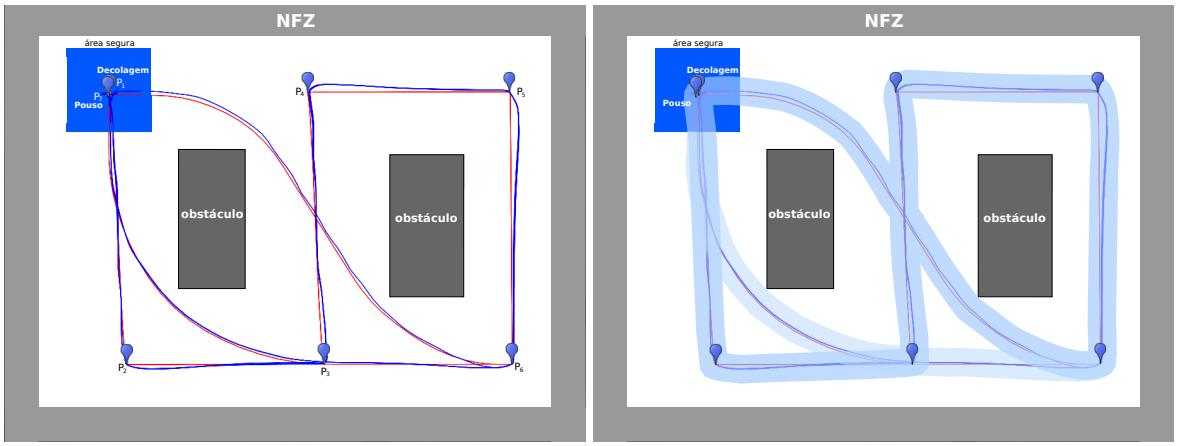
Um conjunto de experimentos simulados foi realizado para avaliar nossa arquitetura. Eles foram calibrados com base em um quadricóptero. O cenário avaliado possui dimensões de 50m x 36m. As simulações são executadas utilizando a técnica *Software-In-The-Loop* (SITL).

O computador utilizado nos experimentos é um Intel i7 com 2,50 GHz, 16 GB de RAM e sistema operacional Linux - Ubuntu 17.04. Os métodos de planejamento/replanejamento de rotas utilizados foram HGA4m e MPGA4s, desenvolvidos em Arantes *et al.* (2016), Arantes *et al.* (2015), respectivamente. Os parâmetros dos métodos de planejamento/replanejamento de rotas utilizados são, praticamente, os mesmos reportados na Tabela 17. O HGA4m executou por um tempo limite de 4,0 segundos (parâmetro $\mathcal{T}_{SC_P}$), e o risco assumido de violar uma NFZ pelo método foi de 1% (parâmetro Δ_P). O MPGA4s executou por um tempo limite de 1,0 segundo (parâmetro $\mathcal{T}_{SC_R}$), fazendo uso de até 25 *waypoints* (parâmetro $\mathcal{W}_R$) e o risco assumido pelo método foi de 1% (parâmetro Δ_R). A altitude de cruzeiro da missão foi de 3,0 metros (parâmetro M_{alt}).

Nesse experimento, será considerada a missão mostrada na Figura 66a, em que a arquitetura criada será avaliada sem considerar a ocorrência de falha crítica. Nesse estudo, cinco simulações foram realizadas e suas rotas são apresentadas nessa figura. As rotas em vermelho representam as rotas calculadas pelo método HGA4m. É interessante notar que entre os pontos P_6 e P_7, duas rotas passaram entre os obstáculos e três rotas passaram abaixo dos obstáculos. Observe na imagem que algumas rotas estão sobrepostas. As rotas azuis representam a trajetória percorrida de fato pela aeronave (obtida através do GPS) tentando seguir a rota planejada em vermelho. Em geral, os dispositivos de GPS possuem um erro de precisão associado a cada

tipo de equipamento e quantidade de satélites capturados. Dessa forma, embora esse dispositivo forneça uma localização específica, a mesma deve ser questionada. Em geral, os aparelhos GPS apresentam um erro menor que 1,5 metros de raio. A Figura 66b mostra um *flow tube*, representando uma região de incerteza com 1,5 metros de raio, em que o VANT poderá estar localizado. Analisando essa figura, percebemos que durante toda a trajetória, mesmo com o erro do GPS a aeronave não viola os obstáculos nem a NFZ.

Figura 66 – Resultados obtidos no estudo de caso com simulação SITL.



(a) Resultado sem falha crítica. (b) Resultado com *flow tube* de erro do GPS.

Fonte: Elaborada pelo autor.

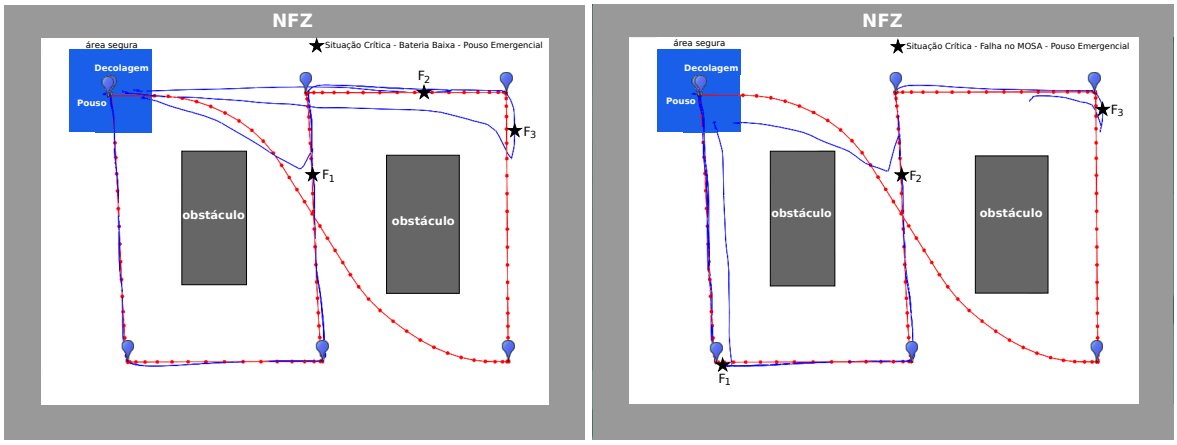
As falhas descritas na Figura 37 que possuem o diagnóstico *status* AP *Critical*, *Emergency* e *PowerOff*, e *status* do GPS diferente de 3D e 4D *Fix* apesar de implementadas não foram avaliadas. A justificativa para isso é a dificuldade da inserção dessas falhas em ambiente simulado. Já as falhas: bateria baixa, falha no MOSA, falha no IFA e condição de tempo ruim ao voo foram avaliadas três vezes cada.

A primeira falha crítica estudada está mostrada na Figura 67a. A estrela representa o local em que houve falha crítica. Dessa maneira, podemos ver que a aeronave abortou a rota da missão e nos três casos avaliados o VANT pousou na área segura (base), fazendo o desvio dos obstáculos.

Outro experimento avaliou a detecção de falha crítica no sistema MOSA. A tomada de decisão feita para esse tipo de falha é executar um replanejamento de rotas no ar abortando a missão original, uma vez que o sistema MOSA apresente alguma falha interna. A Figura 67b mostra três simulações de falhas do sistema MOSA em diferentes locais da rota. Em apenas um dos casos avaliados, a aeronave não conseguiu pousar sobre a área segura.

De forma similar ao experimento anterior, algumas falhas no sistema IFA foram analisadas. Nesse caso, a tomada de decisão deveria ser abrir o paraquedas, uma vez que não se poderia efetuar nenhum replanejamento de rota, já que o IFA apresentou problemas. A Figura 68a mostra três simulações, em que nos pontos F_1, F_2 e F_3, ocorreu uma falha crítica no sistema IFA. O

Figura 67 – Resultados obtidos após o IFA detectar falha e fazer o pouso emergencial.



(a) Resultados com falha de bateria baixa.

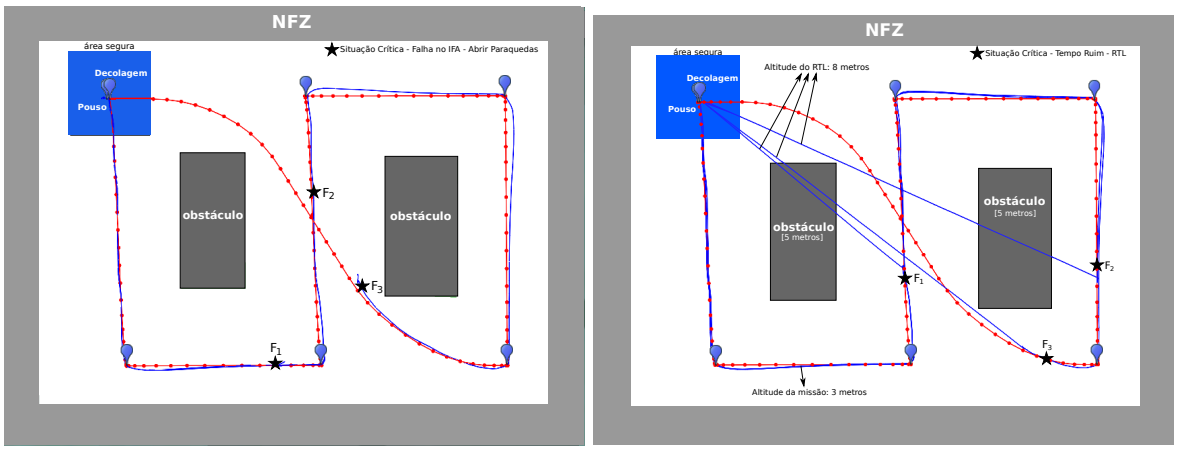
(b) Resultados com falha no sistema MOSA.

Fonte: Elaborada pelo autor.

pouso da aeronave, utilizando o dispositivo de paraquedas, ocorreu logo após a detecção da falha crítica pelo sistema.

Um último experimento envolvendo falhas é mostrado na Figura 68b. Nós podemos observar as trajetórias percorridas pela aeronave após o sistema IFA ser informado sobre a ocorrência de condições meteorológicas ruins ao voo. Desse modo, foi disparada a ação de retornar a base (RTL). Nesse exemplo, a altura configurada do RTL foi de 8 metros, o que fez que o VANT fosse capaz de passar por cima de obstáculos de 5 metros de altura, encontrados no cenário.

Figura 68 – Resultados obtidos após o IFA detectar uma falha crítica.



(a) Resultados com falha no sistema IFA e então abrir o paraquedas.

(b) Resultados com condições ruins ao voo e então fazer o RTL.

Fonte: Elaborada pelo autor.

Algumas das simulações descritas anteriormente nas Figuras 66 e 68b podem ser assisti-

das através de vídeos destacados na Tabela 28.

Tabela 28 – Diferentes simulações realizadas utilizando SITL para validar a arquitetura.

Métodos Avaliados	Descrição	*Link Web*
HGA4m	Rota completa sem falha crítica	<https://youtu.be/kh_mH3KcHe4>
HGA4m e MPGA4s	Rota parcial com bateria baixa	<https://youtu.be/WQm3tn7gMs4>
HGA4m e MPGA4s	Rota parcial com falha no MOSA	<https://youtu.be/SYJopMU1Ehc>
HGA4m e Abrir Paraquedas	Rota parcial com falha no IFA	<https://youtu.be/-nawxwiTkiY>
HGA4m e RTL	Rota parcial com tempo ruim	<https://youtu.be/aYOpoKobXmk>

Fonte: Elaborada pelo autor.

Juntamente com o estudo da arquitetura, um estudo sobre o tempo de escrita (gravação) de *waypoints* (rota) no AP foi feito. A Tabela 29 apresenta os resultados desse estudo, em que se percebe que o tempo de gravação cresce linearmente com o número de *waypoints*. Essa análise revela que, em geral, gasta-se cerca de 0,1 segundo para setar/armazenar um *waypoint* no AP. A quantidade máxima de *waypoints* suportados no piloto automático Pixhawk é 718.

Tabela 29 – Síntese dos resultados avaliando o tempo de escrita dos *waypoints* no AP.

	PC - Intel i7		CC - Raspberry Pi 3	
Nº de *Waypoints*	Tempo	Tempo/*Waypoint*	Tempo	Tempo/*Waypoint*
5 *waypoints*	0,7 segundo	0,140	0,6 segundo	0,120
10 *waypoints*	1,1 segundo	0,110	1,0 segundo	0,100
20 *waypoints*	2,1 segundos	0,105	2,0 segundos	0,100
40 *waypoints*	3,8 segundos	0,095	3,9 segundos	0,097
80 *waypoints*	7,3 segundos	0,091	6,8 segundos	0,085
160 *waypoints*	14,9 segundos	0,093	18,2 segundos	0,114
320 *waypoints*	32,8 segundos	0,103	31,2 segundos	0,097
640 *waypoints*	62,9 segundos	0,098	64,3 segundos	0,100
718 *waypoints*	73,5 segundos	0,102	80,5 segundos	0,112
Média	-	0,104	-	0,103

Fonte: Elaborada pelo autor.

9.5 Resultados Finais da Tese

Esta seção discute os resultados computacionais obtidos nos experimentos desenvolvidos. Esses experimentos avaliam o desempenho completo da plataforma autônoma, executando sobre diferentes computadores de bordo e pilotos automáticos.

Dois tipos de experimentos foram conduzidos na avaliação desse trabalho, o primeiro baseado em simulação e o segundo baseado em voos reais. As simulações são executadas utilizando a técnica *Hardware-In-The-Loop* (HITL), com um total de 50 experimentos realizados. Para os voos reais, foram utilizados os quadricópteros apresentados nas Figuras 30a e 30b, em que oito experimentos foram realizados. Os *companion computers* utilizados nos experimentos possuem as seguintes configurações:

- Placa Raspberry Pi 3: processador *quad-core* ARM Cortex-A53 com 1,2 GHz, 1 GB de RAM e sistema operacional Linux - Raspbian;
- Placa Intel Edison: processador *dual-core* Intel Atom com 500 MHz, 1 GB de RAM e Linux - Yocto;
- Placa BeagleBone Black: processador *dual-core* ARM Cortex-A8 com 1,0 GHz, 512 MB de RAM e Linux - Debian.

O computador utilizado na GCS é um notebook Dell Inspiron com processador Intel i7, 2,50 GHz, 16 GB de RAM e Linux - Ubuntu. O algoritmo *Branch and Cut* (B&C), disponível no *solver* IBM ILOG CPLEX 12.2, é utilizado pelos métodos de planejamento de rotas HGA4m e CCQSP4m. O CPLEX foi instalado no computador de solo e na placa Intel Edison, enquanto a Raspberry Pi e a BeagleBone Black não têm o CPLEX instalado, pois suas arquiteturas são ARM e não existe instalador do CPLEX para essa arquitetura.

A Figura 69 mostra uma visão geral de quatro diferentes cenários avaliados nesse trabalho. Case-I ilustra uma missão simples na qual o VANT decola, segue uma missão pré-definida, tirando um conjunto de fotografias, e, finalmente, retorna ao ponto inicial onde pousa. Nesse *case* não existem obstáculos, mas temos duas regiões atrativas ao pouso. Case-II mostra uma missão com um conjunto de obstáculos artificiais a serem evitados, em que a aeronave deve iniciar o voo em um ponto e aterrissar em outro, realizando fotografias na região. Nesse *case* todo o planejamento de rotas deve ser feito pelo sistema embarcado. Case-III apresenta uma missão com um grande obstáculo real a ser evitado e duas regiões bonificadoras. Case-IV ilustra uma missão mais complexa, na qual o sistema precisará mudar seu comportamento durante o voo. Nesse *case*, o cenário tem dois obstáculos a serem evitados e duas regiões cênicas a serem alcançadas. Um conjunto de situações críticas foram inseridas para todos os *cases*, então o comportamento de reação do sistema é avaliado.

A Figura 70 mostra os resultados para o Case-I. Um total de 12 experimentos foram realizados com 10 simulações HITL e dois voos reais. O VANT deve iniciar o voo no ponto-alvo **A** e alcançar os pontos-alvo **B**, **C**, **D**, e assim por diante, até finalizar em **K**. Dois CCs foram avaliados: Raspberry Pi 3 e Intel Edison. A Figura 70a mostra as rotas de voos sem falhas críticas. Por outro lado, a Figura 70b apresenta as rotas após uma falha de bateria ter sido detectada pelo sistema IFA, assim, o VANT deve pousar o mais rápido possível. A missão é abortada e o sistema IFA define um pouso de emergência, executando o algoritmo DE4s. As estrelas na Figura 70b marcam os pontos em que a falha foi detectada. A aeronave se desloca um pouco até que a nova rota seja calculada. A Figura 70c possui rotas quando uma condição de tempo ruim é simulada. Nessa situação, o sistema IFA decide executar o comando RTL seguindo os procedimentos ilustrados na Figura 37. Em cinco de seis falhas de bateria simuladas, o sistema IFA conseguiu aterrissar o VANT dentro de uma região bonificadora (veja a Figura 70b). A

Figura 69 – Visão geral dos quatro cenários utilizados na validação de arquitetura.

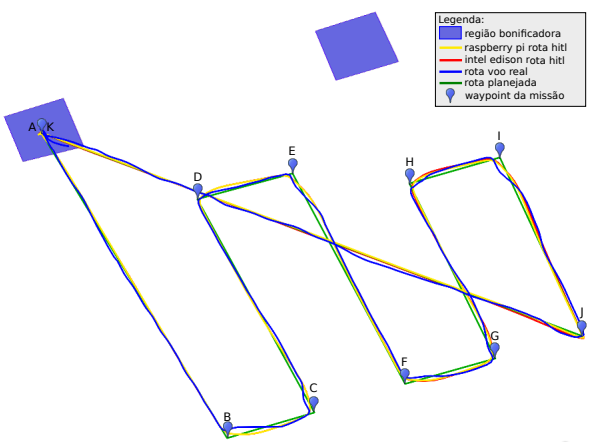
Fonte: Elaborada pelo autor.

Equação 9.1 dá um exemplo das configurações da ênupla $\langle \mathcal{M}, \mathcal{H}, \mathcal{S} \rangle$ empregadas por um dos 12 experimentos realizados para o Case-I.

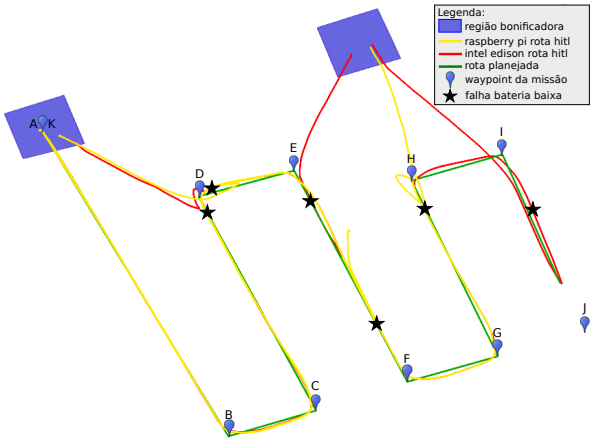
$$
\mathit{CaseI} \therefore \langle \mathcal{M}, \mathcal{H}, \mathcal{S} \rangle = \begin{cases} \mathcal{M} = \begin{cases} M_{map} = \langle \mathbf{r}, \mathbf{h}, \mathbf{c} \rangle & \text{veja Figura 70} \\ M_{goal} = \{A, B, C, D, E, F, G, H, I, J, K\} \\ M_{alt} = 5 \end{cases} \\ \mathcal{H} = \begin{cases} H_{ap} = \mathit{APM} \\ H_{cc} = \mathit{IntelEdison} \\ H_{sensor} = [\mathit{CameraRGB}] \\ H_{actuator} = [\mathit{Buzzer}] \end{cases} \\ \mathcal{S} = \begin{cases} S_{mosa} = \langle \mathcal{P}_P, \mathcal{L}_P, \mathcal{T}_{SC_P}, \Delta_P \rangle = \langle \mathit{FixedRoute4m}, \mathit{onboard}, \varnothing, \varnothing \rangle \\ S_{ifa} = \langle \mathcal{P}_R, \mathcal{L}_R, \mathcal{T}_{SC_R}, \Delta_R, \mathcal{W}_R \rangle = \langle \mathit{DE4s}, \mathit{onboard}, 1, 1\%, 30 \rangle \end{cases} \end{cases} \tag{9.1}
$$

A Figura 71 mostra os resultados para o Case-II. Nesse cenário, 18 experimentos foram conduzidos no total com 16 experimentos executando simulações HITL e dois voos reais. Nesse cenário, o VANT deve iniciar o voo no ponto-alvo **A** e passar para os pontos-alvo **B**, **C**, **D** e **E**.

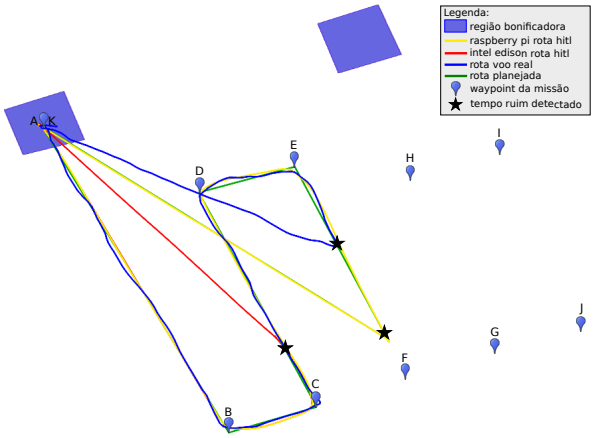
Figura 70 – Resultados das rotas obtidas no cenário Case-I.



(a) Resultado sem falha crítica.



(b) Resultado com bateria baixa.

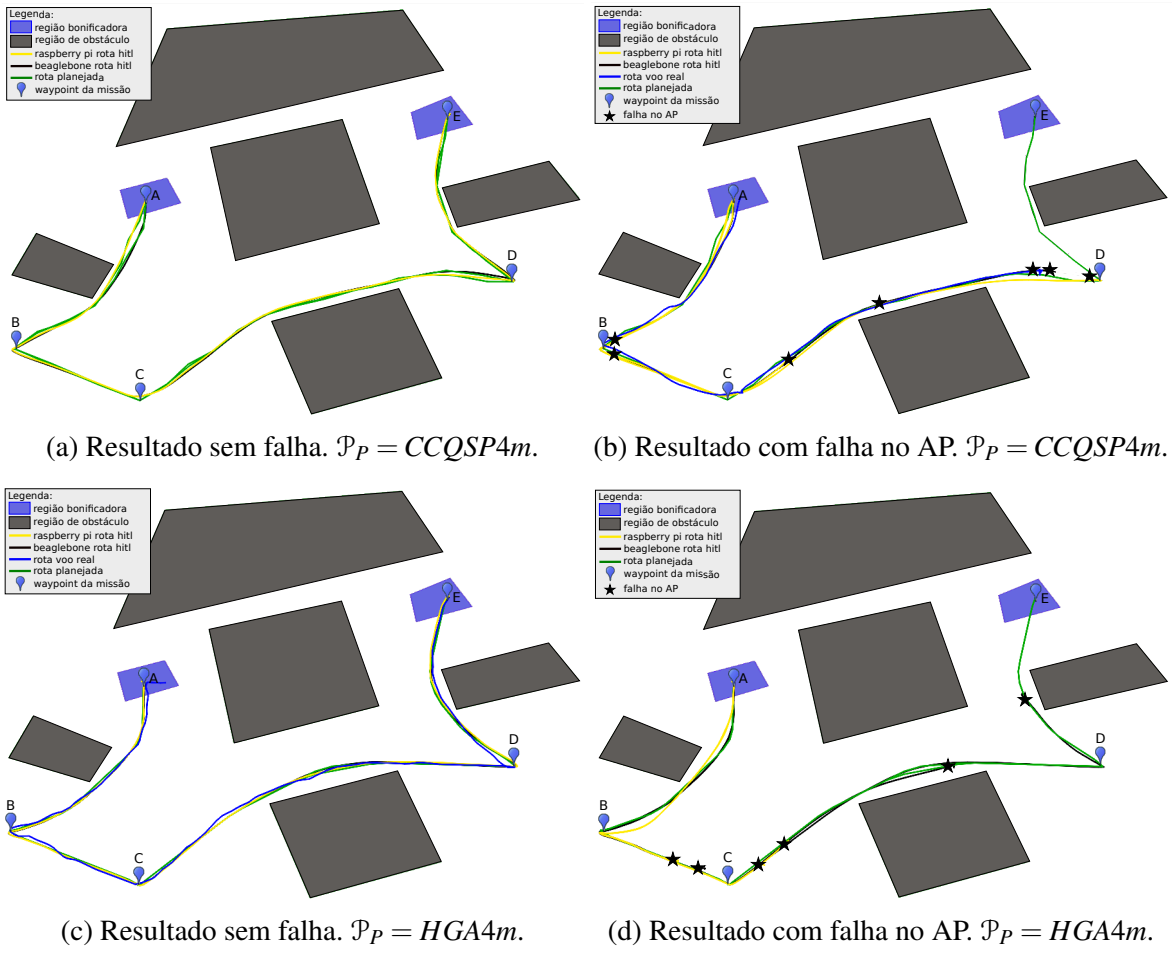


(c) Resultado com tempo ruim.

Fonte: Elaborada pelo autor.

Dois CCs foram avaliados: Raspberry Pi 3 e BeagleBone Black. As Figuras 71a e 71c mostram as rotas após um voo sem falhas críticas. Nas Figuras 71a e 71b, o planejador CCQSP4m foi acionado, enquanto o HGA4m é executado nas Figuras 71c e 71d. As Figuras 71b e 71d possuem as rotas quando uma falha no AP é detectada pelo sistema IFA. Nesse caso, a rota planejada é abortada e o VANT faz um pouso vertical. As estrelas sinalizam os pontos em que a falha foi detectada. A Equação 9.2 traz as configurações $\langle \mathcal{M}, \mathcal{H}, \mathcal{S} \rangle$ utilizadas em um dos 18 experimentos realizados para o Case-II.

Figura 71 – Resultados das rotas obtidas no cenário Case-II.



(a) Resultado sem falha. $\mathcal{P}_P = CCQSP4m$.

(b) Resultado com falha no AP. $\mathcal{P}_P = CCQSP4m$.

(c) Resultado sem falha. $\mathcal{P}_P = HGA4m$.

(d) Resultado com falha no AP. $\mathcal{P}_P = HGA4m$.

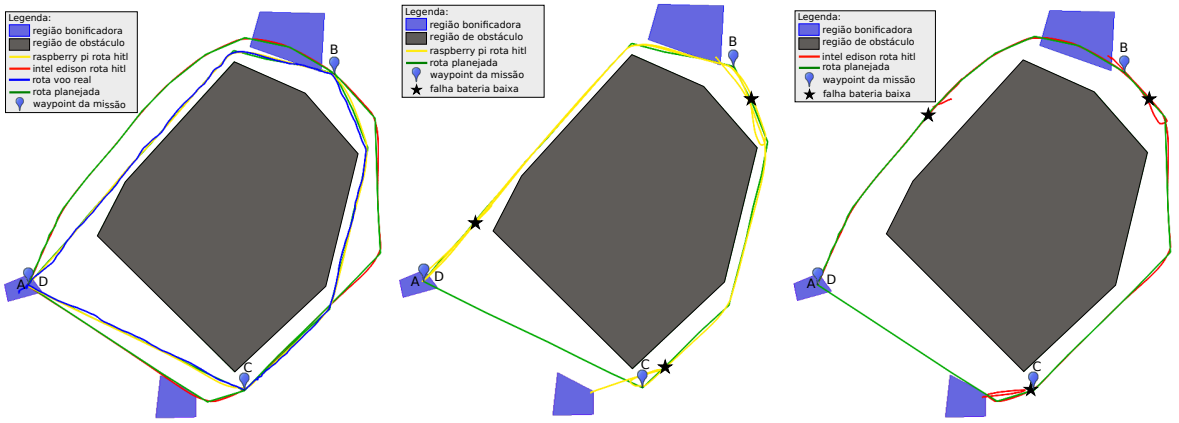
Fonte: Elaborada pelo autor.

$$
CaseII \therefore \langle \mathcal{M}, \mathcal{H}, \mathcal{S} \rangle = \begin{cases} \mathcal{M} = \begin{cases} M_{map} = \langle \mathbf{r}, \mathbf{h}, \mathbf{c} \rangle & \text{veja Figura 71} \\ M_{goal} = \{A, B, C, D, E\} \\ M_{alt} = 15 \end{cases} \\ \mathcal{H} = \begin{cases} H_{ap} = APM \\ H_{cc} = RaspberryPi \\ H_{sensor} = [CameraRGB] \\ H_{actuator} = [Buzzer] \end{cases} \\ \mathcal{S} = \begin{cases} S_{mosa} = \langle \mathcal{P}_P, \mathcal{L}_P, \mathcal{T}_{SC_P}, \Delta_P \rangle = \langle HGA4m, offboard, 4, 2\% \rangle \\ S_{ifa} = \langle \mathcal{P}_R, \mathcal{L}_R, \mathcal{T}_{SC_R}, \Delta_R, \mathcal{W}_R \rangle = \langle \varnothing, onboard, \varnothing, \varnothing, \varnothing \rangle \end{cases} \end{cases} \tag{9.2}
$$

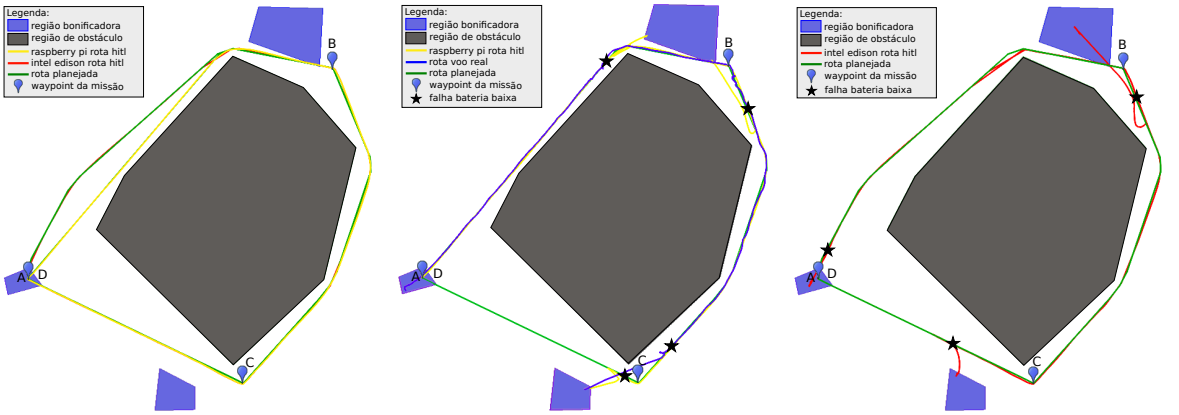
A Figura 72 mostra os resultados para o Case-III. Um total de 18 experimentos foram realizados, sendo 16 com simulações HITL e dois com voos reais. O VANT deve iniciar o voo no ponto-alvo **A** e seguir para os pontos-alvo **B** e **C**, pousando em **A**. Dois CCs foram avaliados:

Raspberry Pi 3 e Intel Edison. As Figuras 72a e 72d mostram as rotas obtidas a partir do voo sem falhas críticas. Nas Figuras 72a, 72b e 72c, o planejador CCQSP4m foi executado, enquanto que o HGA4m é aplicado nos resultados das Figuras 72d, 72e e 72f. As Figuras 72b, 72c, 72e e 72f têm rotas após uma falha de bateria ter sido simulada. A rota planejada é abortada pelo sistema IFA e o VANT faz um replanejamento utilizando o algoritmo MPGA4s. Nas figuras, as estrelas sinalizam os pontos em que foi detectada a falha. Em 12 de 13 detecções de falhas de bateria, o sistema IFA foi capaz de aterrissar o VANT dentro da região bonificadora. A Equação 9.3 dá as configurações $\langle \mathcal{M}, \mathcal{H}, \mathcal{S} \rangle$ para um dos 18 experimentos do Case-III.

Figura 72 – Resultados das rotas obtidas no cenário Case-III.



(a) Resultado sem falha crítica. $\mathcal{P}_P = CCQSP4m$.
(b) Resultado com bateria baixa. $\mathcal{P}_P = CCQSP4m$.
(c) Resultado com bateria baixa. $\mathcal{P}_P = CCQSP4m$.



(d) Resultado sem falha crítica. $\mathcal{P}_P = HGA4m$.
(e) Resultado com bateria baixa. $\mathcal{P}_P = HGA4m$.
(f) Resultado com bateria baixa. $\mathcal{P}_P = HGA4m$.

Fonte: Elaborada pelo autor.

$$
CaseIII \therefore \langle \mathcal{M}, \mathcal{H}, \mathcal{S} \rangle = \begin{cases} \mathcal{M} = \begin{cases} M_{map} = \langle \mathbf{r}, \mathbf{h}, \mathbf{c} \rangle & \text{veja Figura 72} \\ M_{goal} = \{A, B, C, D\} \\ M_{alt} = 20 \end{cases} \\ \mathcal{H} = \begin{cases} H_{ap} = Pixhawk \\ H_{cc} = IntelEdison \\ H_{sensor} = [CameraRGB] \\ H_{actuator} = [Buzzer] \end{cases} \\ \mathcal{S} = \begin{cases} S_{mosa} = \langle \mathcal{P}_P, \mathcal{L}_P, \mathcal{T}_{SC_P}, \Delta_P \rangle = \langle CCQSP4m, onboard, 30, 2\% \rangle \\ S_{ifa} = \langle \mathcal{P}_R, \mathcal{L}_R, \mathcal{T}_{SC_R}, \Delta_R, \mathcal{W}_R \rangle = \langle MPGA4s, onboard, 1, 1\%, 30 \rangle \end{cases} \end{cases} \tag{9.3}
$$

A Figura 73 mostra os resultados para o Case-IV. Nesse cenário, 10 experimentos foram realizados sendo oito simulações HITL e dois voos reais. O VANT deve iniciar o voo no ponto-alvo **A**, seguindo para os pontos-alvo **B**, **C**, **D** e **E**. Esse cenário avalia a mudança de comportamento do VANT durante a missão, utilizando o sistema gerenciador de missão, MOSA adaptativo. Primeiro, o VANT voa de **A**, evitando o obstáculo, para atingir o ponto **B**. No entanto, uma vez próximo ao ponto **B**, o sistema MOSA é informado pela GCS que algumas fotos devem ser tiradas no ponto **B**. Nesse ponto, o sistema MOSA reage e altera o comportamento anterior (vá direto para o ponto **C**), planejando uma nova rota descrita como uma forma circular em torno da região cênica 1. Ao concluir o novo comportamento, a aeronave se dirige para o ponto **C**, em que outro comportamento é enviado pela GCS. Nesse caso, o VANT deve executar, por exemplo, uma pulverização de inseticida seguindo uma trajetória específica (zigue-zague) na região cênica 2. Finalmente, ao chegar em **D**, uma nova rota é calculada para evitar obstáculos e aterrissar no ponto **E**. Dois CC foram avaliados: Raspberry Pi 3 e BeagleBone Black.

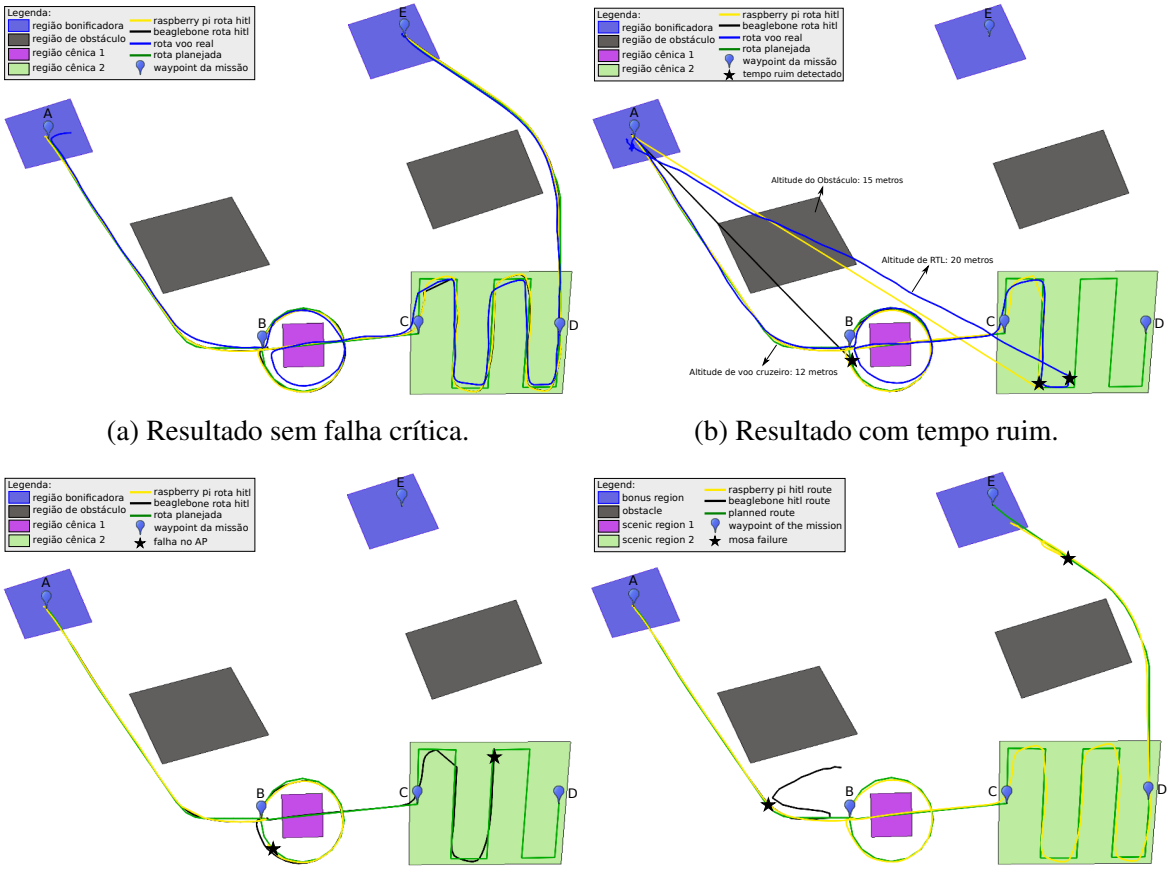
Nesse exemplo, dois comportamentos novos foram inseridos durante a realização da missão, tornando-a mais dinâmica. O sistema MOSA adaptativo permite que a missão possa ser alterada em tempo real. Nesse cenário, o algoritmo HGA4m foi utilizado para fazer o planejamento de rotas entre os pontos-alvo **A** e **B** e entre o **D** e **E**. Por se tratarem de comportamentos bem específicos, como mover-se em formato de círculo e fazer um zigue-zague para pulverização, dois outros algoritmos/técnicas foram projetadas.

A Figura 73a tem as rotas após um voo sem falhas críticas. A Figura 73b mostra as rotas quando uma condição de tempo ruim é detectada pelo sistema IFA e um RTL é executado. O RTL não planeja um caminho com alocação de risco, portanto, isso permite que o VANT sobrevoe o obstáculo. Durante o RTL, a aeronave atinge a altitude necessária para retornar diretamente e com segurança ao ponto de partida. A Figura 74 apresenta uma visão tridimensional desse estudo de caso na realização do voo real.

A Figura 73c apresenta as rotas após uma falha no piloto automático e um pouso vertical

ser executado. Finalmente, a Figura 73d mostra as rotas quando ocorre uma falha no sistema MOSA. Diante disso, o sistema IFA assume o controle e replaneja o caminho utilizando o algoritmo GA4s. Pode ser visto na Figura 73d que uma das rotas não conseguiu pousar o VANT em uma região bonificadora. A Equação 9.4 tem as configurações $\langle \mathcal{M}, \mathcal{H}, \mathcal{S} \rangle$ aplicadas em um dos 10 experimentos realizados para o Case-IV.

Figura 73 – Resultados das rotas obtidas no cenário Case-IV.



(a) Resultado sem falha crítica.

(b) Resultado com tempo ruim.

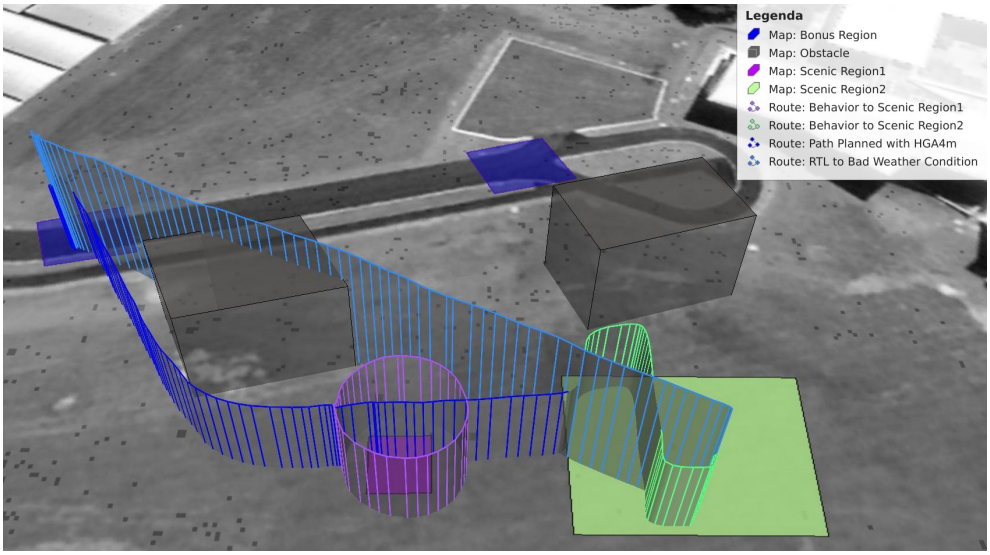
(c) Resultado com falha no AP.

(d) Resultado com falha no MOSA.

Fonte: Elaborada pelo autor.

$$CaseIV \therefore \langle \mathcal{M}, \mathcal{H}, \mathcal{S} \rangle = \begin{cases} \mathcal{M} = \begin{cases} M_{map} = \langle \mathbf{r}, \mathbf{h}, \mathbf{c} \rangle & \text{veja Figura 73} \\ M_{goal} = \{A, B, C, D, E\} \\ M_{alt} = 12 \end{cases} \\ \mathcal{H} = \begin{cases} H_{ap} = Pixhawk \\ H_{cc} = RaspberryPi \\ H_{sensor} = [CameraRGB] \\ H_{actuator} = [Buzzer] \end{cases} \\ \mathcal{S} = \begin{cases} S_{mosa} = \langle \mathcal{P}_P, \mathcal{L}_P, \mathcal{T}_{SC_P}, \Delta_P \rangle = \langle HGA4m, offboard, 4, 2\% \rangle \\ S_{ifa} = \langle \mathcal{P}_R, \mathcal{L}_R, \mathcal{T}_{SC_R}, \Delta_R, \mathcal{W}_R \rangle = \langle GA4s, onboard, 1, 1\%, 30 \rangle \end{cases} \end{cases} \tag{9.4}$$

Figura 74 – Trajetória 3D seguida pelo VANT na execução do voo real da Figura 73b.



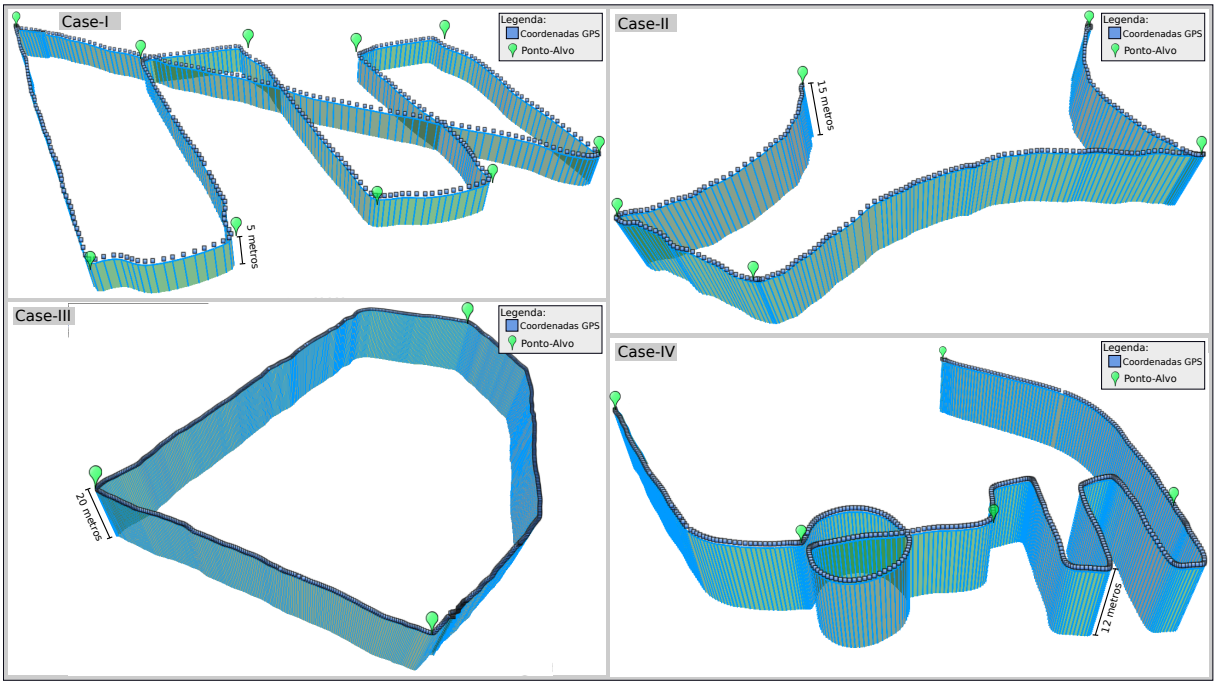
Fonte: Elaborada pelo autor.

As trajetórias simuladas ou reais são próximas à planejada para todos os casos. Essas rotas foram obtidas utilizando dados dos voos reais realizados para cada um dos cenários. O *link*[4] contém um vídeo com alguns dos voos realizados. A Figura 75 mostra uma visão 3D da rota para cada um desses casos.

A Tabela 30 resume os resultados obtidos. Algumas medidas são relatadas, tais como: a distância do VANT até os obstáculos durante as simulações e os voos reais. Essa medida específica dá uma ideia sobre o nível de risco incorrido ao executar a rota planejada. Outro valor importante é a distância crítica percorrida pelo VANT, que significa a distância entre o ponto em que uma falha foi detectada e o local em que o VANT começa a executar a nova rota. Este

[4] <https://youtu.be/8vswz-1E8fA>

Figura 75 – Trajetória 3D seguida pelo VANT.



Fonte: Elaborada pelo autor.

valor dá uma ideia sobre o *overhead* entre o tempo de processamento da rota de emergência pelo sistema IFA e o tempo para escrevê-la/armazená-la no piloto automático.

A Tabela 31 resume o tempo de processamento dos métodos de planejamento/replanejamento utilizados. Todos os métodos de replanejamento foram executados a bordo da aeronave no CC (*onboard*). Os métodos de planejamento CCQSP4m e HGA4m foram executados *onboard* (*online*) quando a placa utilizada era a Intel Edison. Todavia, eles foram executados *offboard* na estação de controle de solo (GCS) quando as placas utilizadas eram Raspberry Pi ou BeagleBone Black. Um dos dados avaliados nessa tabela é o limite de tempo para a execução dos métodos de planejamento/replanejamento de rota. Outra medida na Tabela 31 é o tempo de processamento para encontrar a rota e enviá-la ao piloto automático.

Em geral, a placa com melhor desempenho ao analisar os replanejadores é a Raspberry Pi, seguida pela Intel Edison e pela BeagleBone Black. A execução mais rápida é alcançada pelo CCQSP4m quando se trata de planejadores. Os métodos de planejamento de caminho são executados durante um tempo variável com base na configuração de arquitetura aplicada. O risco de violar NFZs para planejadores é definido como 2,0%. Os métodos de replanejamento de caminho são executados dentro de um limite de tempo de 1 segundo e o risco de violar NFZs é definido como 1,0%.

A realização das missões descritas foi possível utilizando a arquitetura de baixo custo proposta para todos os cenários. A mudança de missão utilizando nosso sistema é facilmente executada apenas trocando os arquivos de mapas e pontos-alvo da missão (*waypoints*).

Tabela 30 – Resumo dos experimentos realizados por estudo de caso.

	Descrição	Case-I	Case-II	Case-III	Case-IV
Cenário	Dimensões dos cenários	125 m × 90 m	130 m × 95 m	140 m × 150 m	110 m × 75 m
	Número de obstáculos ($\|\Phi^o\|$)	0	5	1	2
	Número de regiões bonificadoras ($\|\Phi^b\|$)	2	2	3	2
	Número de regiões cênicas ($\|\Phi^s\|$)	0	0	0	2
	Altura dos obstáculos	-	20 m	25 m	15 m
HITL	Número de simulações HITL	10	16	16	8
	Comprimento total da rota planejada	462 m	215 m	379 m	324 m
	Tempo médio de simulação	226 s	171 s	240 s	225 s
	Distância mínima entre a rota planejada e obstáculo	-	1,5 m	2,7 m	1,9 m
	Distância mínima entre a posição do VANT e obstáculo	-	1,6 m	2,5 m	1,8 m
	Desvio máximo entre a rota do VANT e a rota planejada	1,0 m	0,8 m	0,9 m	0,9 m
Voo Real	Número de experimentos	2	2	2	2
	Comprimento total da rota planejada	462 m	215 m	379 m	324 m
	Tempo médio do experimento	228 s	175 s	316 s	267 s
	Distância mínima entre a rota planejada e obstáculo	-	1,6 m	2,7 m	1,9 m
	Distância mínima entre a posição do VANT e obstáculo	-	1,6 m	2,6 m	1,7 m
	Desvio máximo entre a rota do VANT e a rota planejada	1,6 m	1,3 m	1,4 m	1,7 m
Sit. Crítica	Número de experimentos com bateria baixa	6	0	13	0
	Número de experimentos com tempo ruim	3	0	0	3
	Número de experimentos com falha no AP	0	13	0	2
	Número de experimentos com falha no MOSA	0	0	0	2
Geral	Número de experimentos sem falha crítica	3	5	5	3
	Altitude de cruzeiro da aeronave (M_{alt})	5 m	15 m	20 m	12 m
	Média de *waypoints* da estratégia FixedRoute4m	11	-	-	-
	Média de *waypoints* do método HGA4m	0	85	78	0
	Média de *waypoints* do método CCQSP4m	0	31	31	0
	Média de *waypoints* da estratégia MOSA adaptativo	-	-	-	79
	Altitude do RTL (h_{rtl})	10,0 m	-	-	20,0 m
	Média da distância crítica percorrida no replanejamento (d_c)	10,3 m	-	9,2 m	8,5 m
	Número de vezes que pousou em uma região segura	5 de 6	-	12 de 13	1 de 2
	Replanejador de rotas utilizado	DE4s	-	MPGA4s	GA4s

Fonte: Elaborada pelo autor.

Uma das características desejadas da plataforma autônoma desenvolvida é ser *plug and play*. Desse modo, diferentes componentes de hardware e software podem ser chaveados/trocados sem grandes alterações no sistema. A Figura 76 detalha as configurações de hardware e software utilizadas nos oito experimentos reais conduzidos. A forma de se trocar os componentes de software é feita apenas alterando o(s) parâmetro(s) associado(s) no arquivo de entrada, descrito em Apêndice A. Para se trocar os componentes de hardware, deve-se também modificar o(s) parâmetro(s) nesse arquivo, além de trocar fisicamente os equipamentos desejados. As linhas coloridas sinalizam os componentes selecionados/utilizados em cada um dos oito experimentos.

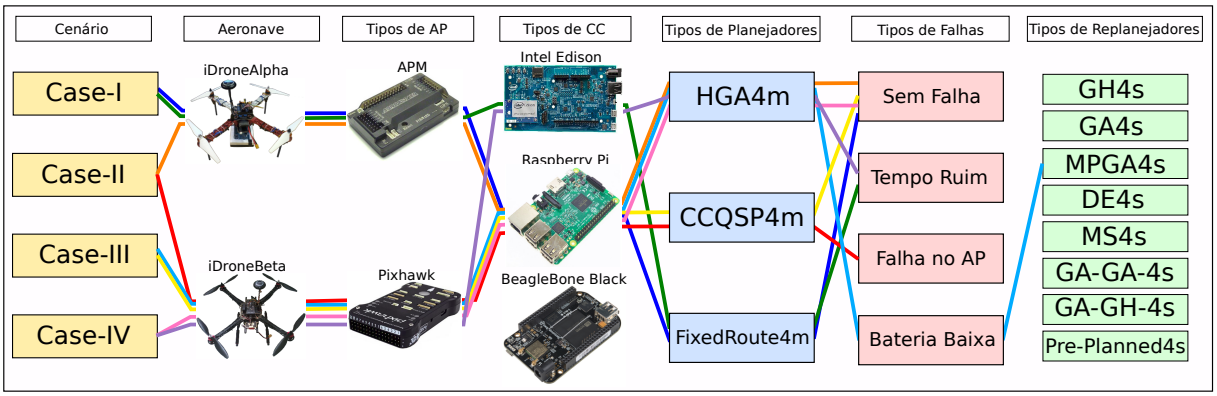
A Tabela 32 detalha como foram definidas as 50 simulações HITL. Essa tabela mapeia os componentes de hardware e software utilizados na avaliação da plataforma autônoma, de forma semelhante a Figura 76. Nessa tabela foram sintetizados os cenários avaliados, o CC utilizado, o planejador/replanejador utilizado, o tipo de falha associada e o tipo de ação executada. Vale lembrar que em cada uma das simulações HITL executadas algum parâmetro foi alterado, de

Tabela 31 – Resumo do tempo de processamento dos métodos.

	$\mathcal{P}_P$	H_{cc}	$\mathcal{L}_P$	$\mathcal{T}_{SC_P}$	Média do Tempo de Processamento	Δ_P
Planejador	HGA4m	GCS	*offboard*	14,0 s	15,5 s	2,0%
	HGA4m	Intel Edison	*onboard*	90,0 s	99,0 s	2,0%
	CCQSP4m	GCS	*offboard*	4,0 s	5,0 s	2,0%
	CCQSP4m	Intel Edison	*onboard*	30,0 s	31,0 s	2,0%
	$\mathcal{P}_R$	H_{cc}	$\mathcal{L}_R$	$\mathcal{T}_{SC_R}$	Média do Tempo de Processamento	Δ_R
Replanejador	MPGA4s	Raspberry Pi 3	*onboard*	1,0 s	1,6 s	1,0%
	MPGA4s	Intel Edison	*onboard*	1,0 s	2,6 s	1,0%
	GA4s	Raspberry Pi 3	*onboard*	1,0 s	1,2 s	1,0%
	GA4s	BeagleBone Black	*onboard*	1,0 s	3,4 s	1,0%
	DE4s	Raspberry Pi 3	*onboard*	1,0 s	2,0 s	1,0%
	DE4s	Intel Edison	*onboard*	1,0 s	2,2 s	1,0%

Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 76 – Fluxo de avaliação da arquitetura nos experimentos com voo real.



Fonte: Elaborada pelo autor.

forma a avaliar o comportamento do sistema com os diversos módulos suportados.

Uma análise de desempenho foi feita entre os três computadores de bordo utilizados: Raspberry Pi (RPi), Intel Edison (Edison) e BeagleBone Black (BBB). A Figura 77a mostra o tempo de processamento, em milissegundos, sobre diferentes critérios para os três CCs. Os critérios utilizados foram: `set-parameter`, `get-parameters`, `get-all-sensors` e `set-waypoint`. Esses critérios representam requisições feitas pelo IFA (executando no CC) para o AP. A função `set-parameter`, em geral, é chamada apenas algumas vezes na inicialização do sistema, apesar disso não ser restritivo. O comando `get-parameters` é chamado uma única vez na inicialização. O critério `get-all-sensors` retorna todas as informações de sensores da aeronave, ele é chamado a uma frequência de 2 Hz durante toda a execução dos sistemas MOSA e IFA e gasta apenas 9,28 ms (na RPi) para processar. Por fim, o critério `set-waypoint` é chamado toda vez que a missão for alterada para pouso na vertical ou para fazer um RTL.

Ao analisar esses critérios, percebemos que a placa com melhor desempenho é a RPi, seguida pela Edison e pela BBB. A Figura 77b apresenta o número de vezes que uma placa é

Tabela 32 – Configurações utilizadas nos experimentos HITL executados.

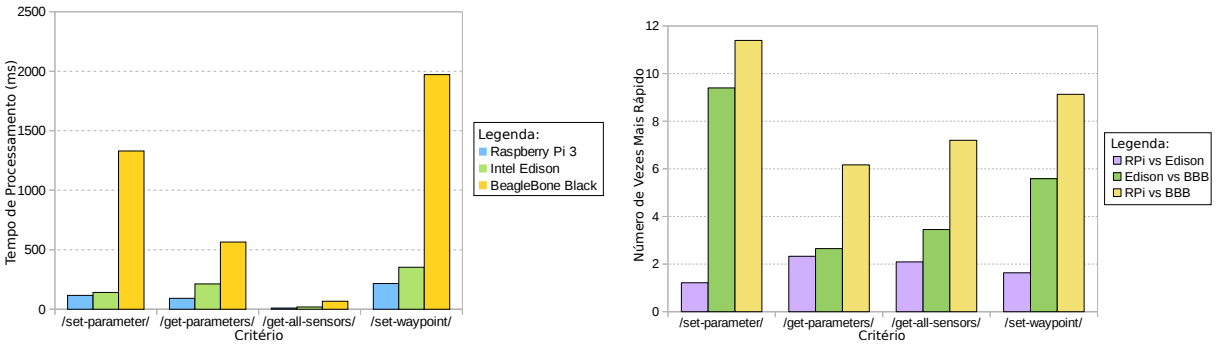
Cenário	CC	Planejador	Replanejador	Tipo de Falha	Tipo de Ação
Case-I	Raspberry Pi 3	FixedRoute4m	-	Sem Falha	-
			-	Condição de tempo ruim	RTL
			DE4s	Bateria baixa-1	Replanejar rota
			DE4s	Bateria baixa-2	Replanejar rota
			DE4s	Bateria baixa-3	Replanejar rota
	Intel Edison	FixedRoute4m	-	Sem Falha	-
			-	Condição de tempo ruim	RTL
			DE4s	Bateria baixa-1	Replanejar rota
			DE4s	Bateria baixa-2	Replanejar rota
			DE4s	Bateria baixa-3	Replanejar rota
Case-II	Raspberry Pi 3	CCQSP4m	-	Sem Falha	-
			-	Falha no AP-1	Pousar na vertical
			-	Falha no AP-2	Pousar na vertical
			-	Falha no AP-3	Pousar na vertical
		HGA4m	-	Sem Falha	-
			-	Falha no AP-1	Pousar na vertical
			-	Falha no AP-2	Pousar na vertical
			-	Falha no AP-3	Pousar na vertical
	BeagleBone Black	CCQSP4m	-	Sem Falha	-
			-	Falha no AP-1	Pousar na vertical
			-	Falha no AP-2	Pousar na vertical
			-	Falha no AP-3	Pousar na vertical
		HGA4m	-	Sem Falha	-
			-	Falha no AP-1	Pousar na vertical
			-	Falha no AP-2	Pousar na vertical
			-	Falha no AP-3	Pousar na vertical
Case-III	Raspberry Pi 3	CCQSP4m	-	Sem Falha	-
			MPGA4s	Bateria baixa-1	Replanejar rota
			MPGA4s	Bateria baixa-2	Replanejar rota
			MPGA4s	Bateria baixa-3	Replanejar rota
		HGA4m	-	Sem Falha	-
			MPGA4s	Bateria baixa-1	Replanejar rota
			MPGA4s	Bateria baixa-2	Replanejar rota
			MPGA4s	Bateria baixa-3	Replanejar rota
	Intel Edison	CCQSP4m	-	Sem Falha	-
			MPGA4s	Bateria baixa-1	Replanejar rota
			MPGA4s	Bateria baixa-2	Replanejar rota
			MPGA4s	Bateria baixa-3	Replanejar rota
		HGA4m	-	Sem Falha	-
			MPGA4s	Bateria baixa-1	Replanejar rota
			MPGA4s	Bateria baixa-2	Replanejar rota
			MPGA4s	Bateria baixa-3	Replanejar rota
Case-IV	Raspberry Pi 3	M-Adaptive4m	-	Sem Falha	-
			GA4s	Falha no MOSA	Replanejar rota
			-	Falha no AP	Pousar na vertical
			-	Condição de tempo ruim	RTL
	BeagleBone Black	M-Adaptive4m	-	Sem Falha	-
			GA4s	Falha no MOSA	Replanejar rota
			-	Falha no AP	Pousar na vertical
			-	Condição de tempo ruim	RTL

Fonte: Elaborada pelo autor.

mais rápida que outra de acordo com esses diferentes critérios. A RPi chega a ser até 11 vezes mais rápida que a BBB dependendo do critério analisado. O critério `get-all-sensors`, talvez seja, o mais confiável, pois foi gerado a partir milhares de amostras de dados. Dessa forma, a RPi é cerca de 7 vezes mais rápida que a BBB, já a RPi é aproximadamente de 2 vezes mais rápida que a Edison.

Uma outra comparação que pode ser feita é entre os pilotos automáticos utilizados nos

Figura 77 – Comparação de desempenho entre os *compunions computers*.



(a) Comparação baseada no tempo de processamento. (b) Comparação baseada no número de vezes.

Fonte: Elaborada pelo autor.

experimentos: APM e Pixhawk. Em geral, a Pixhawk obteve um desempenho melhor do que a APM, devido aos seguintes fatores: possui umprocessador melhor; mais waypoints; drone fica mais estável; possui um *firmware* mais atual; descontinuado o hw da APM

Tabela 33 – Valores de ângulos de *roll* e *pitch* e número de satélites capturados.

	AP	GPS	*Roll* (ϕ)		*Pitch* (θ)		Número de Satélites Visíveis		
Descrição	-	-	Máximo	Mínimo	Máximo	Mínimo	Média	Máximo	Mínimo
Case-I	APM	NEO-6M	20,14º	-15,02º	12,16º	-17,19º	10,0	10	10
Case-I	APM	NEO-6M	20,31º	-21,64º	28,05º	-22,09º	10,0	10	10
Case-II	APM	NEO-6M	16,53º	-12,63º	15,56º	-16,63º	8,9	9	8
Case-II	Pixhawk	NEO-M8N	13,32º	-16,98º	17,97º	-21,93º	18,6	19	17
Case-III	Pixhawk	NEO-M8N	13,32º	-8,96º	17,97º	-15,98º	17,5	18	15
Case-III	Pixhawk	NEO-M8N	11,23º	-11,51º	12,63º	-8,58º	13,0	13	12
Case-IV	Pixhawk	NEO-M8N	9,14º	-11,45º	12,56º	-9,91º	12,9	16	9
Case-IV	Pixhawk	NEO-M8N	12,39º	-8,37º	12,02º	-12,69º	17,9	18	17
Média	-	-	14,55º	-13,32º	16,12º	-15,63º	13,62	14,13	12,25
Máximo	-	-	**20,31º**	-8,37º	**28,05º**	-8,58º	18,63	**19**	17
Mínimo	-	-	9,14º	**-21,64º**	12,02º	**-22,09º**	8,96	9	**8**

Fonte: Elaborada pelo autor.

A Tabela 33 mostra alguns dados obtidos pelos sensores durante os experimentos realizados. Ao observar essa tabela vemos que a menor quantidade de satélites capturados foi 8 e a maior foi 19. De forma geral, os experimentos com o GPS NEO-M8N foram o que capturaram a maior quantidade de satélites. Outras informações importantes são os ângulos de *roll* (ϕ) e *pitch* (θ). Os valores de *roll* ficaram no intervalo de -21,64º $\leq \phi \leq$ 20,31º, já os valores de *pitch* ficaram no intervalo de -22,09º $\leq \theta \leq$ 28,05º.

$$tomada\ de\ decisão\ = \begin{cases} pouso\ na\ vertical, & se\ ((|\phi| \geq 35)\ ou\ (|\theta| \geq 35)) \\ abrir\ paraquedas, & se\ ((|\phi| \geq 45)\ ou\ (|\theta| \geq 45)) \end{cases} \tag{9.5}$$

De acordo com a experiência obtida, verificou-se que um dispositivo de segurança adicional poderia ser implementado no sistema IFA, complementando o esquema de tomada

de decisão mostrado na Figura 37. Esse dispositivo analisaria os valores de *roll* e *pitch* e caso ultrapasse um determinado limiar, uma tomada de decisão poderia ser feita, como um pouso na vertical, ou ainda, um disparo de paraquedas. A Equação 9.5 descreve essas possíveis tomadas de decisão caso o ângulo esteja fora dos intervalos sugeridos.

Tabela 34 – Conjunto de componentes de software utilizado nos experimentos.

				Tipo de Experimento		
Sistema	Módulo	Algoritmo/Estratégia	Local	SITL	HITL	REAL_FLIGHT
UAV-IFA	Replanejador	MPGA4s	onboard	Sim	Sim	Sim
		MPGA4s	offboard	Sim	Sim	Não
		GA4s	onboard	Sim	Sim	Não
		GA4s	offboard	Sim	Sim	Não
		GH4s	onboard	Sim	Sim	Não
		GH4s	offboard	Sim	Sim	Não
		DE4s	onboard	Sim	Sim	Não
		DE4s	offboard	Sim	Sim	Não
		MS4s	onboard	Sim	Sim	Não
		MS4s	offboard	Sim	Sim	Não
		GA-GA-4s	onboard	Sim	Sim	Não
		GA-GH-4s	onboard	Sim	Sim	Não
		Pre-Planned4s	onboard	Sim	Não	Não
UAV-MOSA	Planejador	FixedRoute4m	N/A	Sim	Sim	Sim
		HGA4m	onboard	Sim	Sim	Sim
		HGA4m	offboard	Sim	Sim	Sim
		CCQSP4m	onboard	Sim	Sim	Sim
		CCQSP4m	offboard	Sim	Sim	Sim
		M-Adaptive4m	onboard	Sim	Não	Não
		M-Adaptive4m	offboard	Sim	Sim	Sim

Fonte: Elaborada pelo autor.

A Tabela 34 mostra alguns dos algoritmos planejadores e replanejadores utilizados/implementados. Essa tabela destaca, principalmente, em qual tipo de experimento SITL, HITL ou REAL_FLIGHT eles foram avaliados.

Tabela 35 – Conjunto de componentes de hardware utilizado nos experimentos.

Componente		Tipo de Experimento		
Categoria	Nome do Componente	SITL	HITL	REAL_FLIGHT
Piloto Automático	APM	N/A	N/A	Sim
	Pixhawk	N/A	N/A	Sim
Companion Computer	Intel Edison	N/A	Sim	Sim
	Raspberry Pi 2	N/A	Sim	Sim
	Raspberry Pi 3	N/A	Sim	Sim
	BeagleBone Black	N/A	Sim	Não
Sensor	*Power Module*	Sim (Simulado)	Sim	Sim
	Câmera	Sim (Simulado)	Sim	Sim
	Temperatura	Sim (Simulado)	Sim	Não
	Sonar	Sim (Simulado)	Sim	Não
Atuador	*Buzzer*	Sim (Simulado)	Sim	Sim
	LED	N/A	Sim	Não
	Parachute	N/A	Não	Não
	Pulverizador	N/A	Não	Não

Fonte: Elaborada pelo autor.

A Tabela 35 mostra alguns dos componentes de hardware utilizados nos experimentos semelhantemente a tabela anterior mostrada. Nessa tabela é destacado, também, em qual tipo

de experimento SITL, HITL ou REAL_FLIGHT esses equipamentos foram avaliados. Tanto a Tabela 34 quanto a Tabela 35 trazem um conjunto de características suportadas pela plataforma autônoma, em que são destacadas quais características e em quais tipos de experimentos foram avaliados.

Uma comparação dos planejadores e replanejadores de rotas utilizados na plataforma autônoma é apresentada na Tabela 36. Ao analisarmos essa tabela, percebemos que a estratégia clássica (FixedRoute4m), possui a vantagem do baixo tempo de processamento, diante das estratégias HGA4m e CCQSP4m. No entanto, ela não faz o desvio de obstáculos, que as aplicações atuais demandam. Dentre as estratégias HGA4m e CCQSP4m, a mais interessante de se utilizar é a CCQSP4m devido ao seu menor tempo de processamento. Com relação aos métodos para pouso emergencial, os métodos baseados em computação evolutiva (GA4s, DE4s, MPGA4s) e suas versões combinadas (GA-GA-4s e GA-GH-4s) são os que possuem melhor qualidade de solução, além de possuir um baixo tempo computacional.

Tabela 36 – Comparação entre os planejadores e replanejadores utilizados.

Planejador	Estratégia	Local de Execução	Desvio de Obstáculo	Alocação de Risco	Nº *Cores* da CPU	Utiliza CPLEX	Tempo de Processamento	Qualidade da Solução
HGA4m	Combinada[5]	*on/offboard*	Sim	Sim	1	Sim	Lento (≈10 a 100 s)	⋆⋆⋆
CCQSP4m	PLIM	*on/offboard*	Sim	Sim	1	Sim	Moderado (≈4 a 40 s)	⋆⋆⋆
FixedRoute4m	Clássica	*onboard*	Não	Não	1	Não	Super Ráp. (≈<0,1 s)	⋆
Replanejador	**Estratégia**	**Local de Execução**	**Desvio de Obstáculo**	**Alocação de Risco**	**Nº *Cores* da CPU**	**Utiliza CPLEX**	**Tempo de Processamento**	**Qualidade da Solução**
GA4s	Metaheurística	*on/offboard*	Sim	Sim	1	Não	Rápido (≈0,5 a 3 s)	⋆⋆⋆
MPGA4s	Metaheurística	*on/offboard*	Sim	Sim	1	Não	Rápido (≈0,5 a 3 s)	⋆⋆⋆
DE4s	Metaheurística	*on/offboard*	Sim	Sim	1	Não	Rápido (≈0,5 a 3 s)	⋆⋆⋆
GH4s	Heurística	*on/offboard*	Não	Não	1	Não	Muito Ráp. (≈<0,5 s)	⋆⋆
MS4s	Heurística	*on/offboard*	Sim	Sim	1	Não	Rápido (≈0,5 a 3 s)	⋆⋆
GA-GA-4s	Combinada[6]	*onboard*	Sim	Sim	2	Não	Rápido (≈0,5 a 3 s)	⋆⋆⋆
GA-GH-4s	Combinada[7]	*onboard*	Sim	Sim	2	Não	Rápido (≈0,5 a 3 s)	⋆⋆⋆
Pre-Planned4s	Determinística	*onboard*	Depende	Depende	1	Não	Muito Ráp. (≈<0,5 s)	⋆

Fonte: Elaborada pelo autor.

9.6 Considerações Finais

Este capítulo apresentou os resultados computacionais obtidos durante esta tese de doutorado, em que três artigos completos foram publicados em conferências internacionais. Os resultados reportados evidenciam que a arquitetura autônoma de baixo custo proposta consegue executar os sistemas de missão e de segurança de forma satisfatória.

O próximo capítulo apresentará as considerações finais deste trabalho.

[5] Combinação de uma Metaheurística (GA) com Grafo de Visibilidade e solução de modelo de PLIM
[6] Redundância utilizando duas Metaheurísticas (GA)
[7] Redundância utilizando uma Metaheurística (GA) e uma Heurística (GH)

CAPÍTULO

10

CONSIDERAÇÕES FINAIS

“ O futuro dependerá daquilo que fazemos no presente. ”

Mohandas Karamchand Gandhi

10.1 Avaliação Geral

A presente tese desenvolveu um sistema embarcado autônomo de baixo custo, voltado à execução de missão e à segurança de voo para Veículos Aéreos Não Tripulados (VANTs). A aeronave utilizada possui um piloto automático (AP) integrado com um *Companion Computer* (CC), o que possibilita que tomadas de decisão sejam executadas em tempo real durante o voo. A autonomia da aeronave foi alcançada ao embarcar os sistemas *Mission Oriented Sensor Array* (MOSA), *In-Flight Awareness* (IFA) e *Services to DroneKit* (S2DK) no computador de bordo.

Os VANTs, iDroneAlpha e iDroneBeta, foram construídos e possuem um AP que se comunica com o CC e seus periféricos. Durante esta pesquisa, diversos experimentos envolvendo simulações *Software-In-The-Loop* (SITL), *Hardware-In-The-Loop* (HITL) e voos reais foram executados para validar a arquitetura proposta. Um dos requisitos estabelecidos foi que a arquitetura fosse *plug and play*, suportando diversos módulos de hardware e software. Ao todo, dois APs (APM e Pixhawk) e três CCs (Raspberry Pi 3, Intel Edison e BeagleBone Black) foram avaliados.

Nos experimentos realizados, o sistema autônomo proposto foi capaz de supervisionar a execução da missão e a segurança de voo. Em cenários sem situação crítica ao voo, o MOSA foi capaz de garantir a realização da missão sem grandes desvios da rota planejada. Já em cenários em que ocorreram uma situação crítica, o sistema IFA também pode assumir o controle da aeronave e executar um comportamento de emergência, como pouso, RTL ou pouso vertical. Em todos os cenários, o planejamento de rota e o replanejamento de rota levaram em consideração a alocação de risco para evitar os obstáculos. O sistema IFA foi capaz de reagir às falhas durante o voo, sem incorrer em risco de colisão com tais obstáculos. As trajetórias obtidas nas simulações

de HITL, bem como as de voos reais foram similares. A arquitetura de hardware e software empregada funcionou satisfatoriamente durante todos os experimentos.

Este trabalho objetivou desenvolver uma arquitetura, com as seguintes características: propósito geral, resiliência e autonomia. A característica de propósito geral foi alcançada, uma vez que diferentes missões podem ser incorporadas ao VANT sem grandes alterações no sistema. A característica resiliência foi alcançada, tendo em vista que o sistema é capaz de prevenir a propagação de erros ou alterar seu comportamento visando o correto funcionamento da aeronave. Por fim, a característica autonomia foi alcançada, visto que o VANT é capaz de executar missões sem intervenção humana mesmo diante das situações críticas modeladas.

10.2 Contribuições Alcançadas

Durante a elaboração deste trabalho, algumas contribuições foram alcançadas.

- Adaptar e unificar os sistemas MOSA, IFA e planejadores de rotas em um única arquitetura embarcada na aeronave;
- Planejar e executar a missão de forma embarcada em tempo hábil, utilizando computadores de bordo de baixo custo;
- Reagir de forma inteligente a algumas falhas críticas efetuando tomadas de decisão autônomas para minimizar danos/acidentes;
- Implementar todo o sistema em código-fonte aberto e modular, disponível no Github [1], em que os principais sistemas são:
  - **Sistema UAV-MOSA**: implementação do modelo de referência MOSA que provê a supervisão da missão;
  - **Sistema UAV-IFA**: implementação do modelo de referência IFA que provê mecanismos de segurança adicional;
  - **Sistema UAV-S2DK**: implementação que permite aos sistemas MOSA e IFA conversarem com o AP;
  - **Sistema UAV-GCS**: implementação que possibilita ao usuário interagir com os sistemas MOSA e IFA;
  - **Sistema UAV-Mission-Creator**: implementação que simplifica a criação de missões para usuários.

[1] <https://github.com/jesimar/UAV-Toolkit/>

10.3 Produção Científica

Os seguintes artigos foram publicados durante a elaboração desta tese:

An Embedded System Architecture based on Genetic Algorithms for Mission and Safety Planning with UAV: Publicado na conferência *Genetic and Evolutionary Computation Conference* (GECCO), em 2017. *Qualis* A1. Resultado direto da presente tese de doutorado. Encontra-se em Arantes *et al.* (2017a).

Evaluating Hardware Platforms and PathRe-Planning Strategies for the UAV Emergency Landing Problem: Publicado na conferência *IEEE International Conference on Tools with Artificial Intelligence* (ICTAI), em 2017. *Qualis* B1. Resultado direto da presente tese de doutorado. Encontra-se em Arantes *et al.* (2017).

Service-Oriented Architecture to Integrate Flight Safety and Mission Management Subsystems Into UAVs: Publicado no congresso *International Council of the Aeronautical Sciences* (ICAS), em 2018. Resultado direto da presente tese de doutorado. Encontra-se em Vannini *et al.* (2018).

10.4 Dificuldades Enfrentadas

Este trabalho abrangeu conhecimentos multidisciplinares, o que permitiu produzir resultados novos ao custo de lidar com diversas dificuldades, não só tecnológicas como também científicas, abaixo listadas:

- **Falta de Padrões**: existem diversos algoritmos de planejamento/replanejamento de rotas, que possuem arquivos de entrada com mapas e com configurações bem diferentes entre si. Os arquivos de saída com as rotas dos planejadores/replanejadores também não apresentam padrões bem definidos.

- **Regulamentação dos VANTs**: o voo de VANTs em regiões povoadas ou próximo à pessoas não é autorizado. Não existe uma regulamentação que autorize a realização de voos totalmente autônomos e que facilite o uso de VANTs para pesquisas acadêmicas. Dessa forma, a realização do voo demandou diversos esforços.

- **Integração de Hardware**: a principal dificuldade na integração de hardware foi estabelecer a comunicação do computador de bordo com o piloto automático. Outra dificuldade foi a montagem dos VANTs e configuração dos parâmetros do AP. Fazer a montagem e a configuração do VANT para o voo real gerou alguns contratempos, como: problemas com a comunicação wi-fi; e com o sistema de alimentação do VANT.

- **Integração de Software**: as principais dificuldades na integração de software estão relacionadas ao alto grau de paralelismo e à sincronização dos sistemas MOSA e IFA. Outra dificuldade foi fazer a comunicação entre esses dois sistemas. A plataforma autônoma possui diversos módulos de software que se comunicam entre si, o que pode dificultar a compreensão do sistema e, consequentemente, a sua implementação.

10.5 Trabalhos Futuros

Lidar com o desenvolvimento de sistemas embarcados autônomos para VANTs é algo bastante amplo e contínuo. Existem inúmeras possibilidades de extensão da plataforma autônoma aqui proposta. Dessa maneira, os seguintes trabalhos poderão ser realizados a fim de dar continuidade ao que foi proposto:

- Fazer a separação de interesses entre os sistemas MOSA e IFA em nível físico;
- Validar a arquitetura utilizando outros CC, como o Odroid XU4 e a Raspberry Pi Zero;
- Validar a arquitetura utilizando outros AP, como o Pixhawk v2, Erle-Brain v3 e Naza M;
- Desenvolver e validar a plataforma autônoma em VANTs de asa fixa, como o Ararinha;
- Incorporar o desvio de obstáculos dinâmicos, baseado em visão computacional;
- Implementar técnicas de paralelização a nível dos indivíduos nos algoritmos evolutivos como uma alternativa a paralelização a nível de métodos;
- Atualizar automaticamente a velocidade de navegação, subida e descida do VANT, caso o nível da bateria esteja abaixo de um determinado limiar;
- Executar o IFA, sistema crítico em segurança, em um CC com Sistema Operacional de Tempo Real (RTOS);
- Adaptar a plataforma autônoma ao contexto de veículos terrestres não tripulados;
- Prover melhorias no protocolo de especificação do mapa e plano da missão ampliando as possíveis ações a serem executadas pela aeronave, principalmente, em missões adaptativas;
- Incorporar novas formas de comunicação, por exemplo usando telemetria, como uma alternativa a comunicação via Wi-Fi de forma a aumentar o alcance de comunicação;
- Incorporar novos algoritmos, como o *Hybrid Chance-Constrained Qualitative State Planning* (HCCQSP), na plataforma autônoma, de modo a resolver novos problemas, por exemplo combate a incêndios;
- Desenvolver novos algoritmos planejadores de missão que não utilizem modelos de PLIM e que tenham um baixo custo computacional.

REFERÊNCIAS

3DR. *3DR Site*. https://3dr.com/: [s.n.], 2017. Citado na página 62.

AEROVIRONMENT, A. **AV AeroVironment**. https://www.avinc.com/uas/view/puma: [s.n.], 2019. Citado na página 48.

AIRFORCETECHNOLOGY. **Airforce Technology**. https://www.airforce-technology.com/projects/predator-uav/: [s.n.], 2019. Citado na página 48.

ALSALAM, B. H. Y.; MORTON, K.; CAMPBELL, D.; GONZALEZ, F. Autonomous uav with vision based on-board decision making for remote sensing and precision agriculture. In: **2017 IEEE Aerospace Conference**. [S.l.: s.n.], 2017. p. 1–12. Citado nas páginas 40, 48, 79, 80, 84, 85 e 86.

AMAZON. **Amazon**. https://www.amazon.com/Battery-Voltage-Checker-Indicator-Helicopter/dp/B01DBZK7Y4/ref=pd_lpo_vtph_21_lp_img_2/134-1765715-0792759?_-encoding=UTF8&psc=1&refRID=CRAQMXTDRG2A3PY22VTR: [s.n.], 2018. Citado na página 62.

____. **Amazon Prime Air**. https://www.amazon.com/b?node=8037720011: [s.n.], 2018. Citado nas páginas 42 e 48.

AMENYO, J.-T.; PHELPS, D.; OLADIPO, O.; SEWOVOE-EKUOE, F.; JADOONANAN, S.; JADOONANAN, S.; TABASSUM, T.; GNABODE, S.; SHERPA, T. D.; FALZONE, M. *et al.* Medizdroids project: Ultra-low cost, low-altitude, affordable and sustainable uav multicopter drones for mosquito vector control in malaria disease management. In: IEEE. **IEEE Global Humanitarian Technology Conference (GHTC 2014)**. [S.l.], 2014. p. 590–596. Citado na página 79.

ANAC. **Instrução Suplementar - IS: IS n 21-002 Revisão A**. [S.l.], 2012. 21 p. Citado na página 45.

____. **Proposta de Instrução Suplementar, Intitulada Emissão de Certificado de Autorização de Voo Experimental para Sistemas de Veículo Aéreo Não Tripulado**. [S.l.], 2012. 5 p. Citado na página 45.

ANDERSSON, M. **Fault Diagnosis of a Fixed Wing UAV Using Hardware and Analytical Redundancy**. Tese (Master Thesis) — Linkopings Universitet, 2013. Citado na página 69.

ARANTES, J. d. S.; ARANTES, M. d. S.; TOLEDO, C. F. M.; JÚNIOR, O. T.; WILLIAMS, B. C. An embedded system architecture based on genetic algorithms for mission and safety planning with uav. In: ACM. **Proceedings of the Genetic and Evolutionary Computation Conference**. [S.l.], 2017. p. 1049–1056. Citado nas páginas 106, 118, 163, 169 e 195.

____. Heuristic and genetic algorithm approaches for uav path planning under critical situation. **International Journal on Artificial Intelligence Tools**, World Scientific, v. 26, n. 01, p. 1760008, 2017. Citado na página 132.

ARANTES, J. S. **Planejamento de rota para VANTs em caso de situação crítica: Uma abordagem baseada em segurança**. Tese (Dissertação de Mestrado) — Universidade de São Paulo (USP), ago 2016. São Carlos, SP. Citado nas páginas 40, 77, 80, 104, 126 e 154.

ARANTES, J. S.; ARANTES, M. S.; MISSAGLIA, A. B.; OES, E. V. S.; TOLEDO, C. F. M. Evaluating hardware platforms and path re-planning strategies for the uav emergency landing problem. In: **ICTAI**. [S.l.]: IEEE International Conference on Tools with Artificial Intelligence, 2017. p. 1–8. Citado nas páginas 71, 78, 133, 169 e 195.

ARANTES, J. S.; ARANTES, M. S.; TOLEDO, C. F. M.; WILLIAMS, B. C. A multi-population genetic algorithm for uav path re-planning under critical situation. In: **ICTAI**. [S.l.]: IEEE International Conference on Tools with Artificial Intelligence, 2015. p. 1–8. Citado nas páginas 77, 80, 107, 112, 126, 163, 164, 166 e 174.

ARANTES, M. d. S.; ARANTES, J. d. S.; TOLEDO, C. F. M.; WILLIAMS, B. C. A hybrid multi-population genetic algorithm for uav path planning. In: **Proceedings of the Genetic and Evolutionary Computation Conference 2016**. New York, NY, USA: ACM, 2016. (GECCO '16), p. 853–860. ISBN 978-1-4503-4206-3. Disponível em: <http://doi.acm.org/10.1145/2908812.2908919>. Citado nas páginas 78, 80, 106, 107, 110, 131, 138, 163 e 174.

ARANTES, M. S. **Ambiente para desenvolvimento de métodos aplicados a problemas de otimização**. Tese (Dissertação de Mestrado) — Universidade de São Paulo (USP), abr 2014. São Carlos, SP. Citado na página 144.

ARANTES, M. S. **Hybrid Qualitative State Plan Problem e o Planejamento de Missão com VANTs**. Tese (Tese de Doutorado) — Universidade de São Paulo (USP), ago 2017. São Carlos, SP. Citado nas páginas 40, 78, 80, 107, 132, 154 e 160.

ARDUPILOT. **ArduPilot Open Source Autopilot**. http://ardupilot.org/: [s.n.], 2017. Citado na página 56.

____. **Choosing a Ground Station**. http://ardupilot.org/plane/docs/common-choosing-a-ground-station.html: [s.n.], 2017. Citado na página 51.

____. **Glossary**. http://ardupilot.org/planner/docs/common-glossary.html: [s.n.], 2017. Citado na página 56.

____. **HITL Simulators**. http://ardupilot.org/dev/docs/hitl-simulators.html: [s.n.], 2017. Citado na página 65.

____. **SITL Simulator**. http://ardupilot.org/dev/docs/sitl-simulator-software-in-the-loop.html: [s.n.], 2017. Citado na página 64.

____. **Common Power Module**. http://ardupilot.org/copter/docs/common-3dr-power-module.html: [s.n.], 2018. Citado nas páginas 61 e 62.

____. **ADS-B Receiver**. http://ardupilot.org/copter/docs/common-ads-b-receiver.html#common-ads-b-receiver: [s.n.], 2019. Citado na página 70.

____. **Flight Modes - Copter**. http://ardupilot.org/copter/docs/flight-modes.html: [s.n.], 2019. Citado na página 58.

____. **Flight Modes - Plane**. http://ardupilot.org/plane/docs/flight-modes.html: [s.n.], 2019. Citado na página 58.

ARIU, K.; FANG, C.; ARANTES, M.; TOLEDO, C.; WILLIAMS, B. Chance-constrained path planning with continuous time safety guarantees. In: **Workshops at the Thirty-First AAAI Conference on Artificial Intelligence**. [S.l.: s.n.], 2017. Citado na página 154.

ARMAMENTODEFESA. **Armamento e Defesa**. http://armamentoedefesa.blogspot.com/2013/12/arara-ii-e-o-primeiro-drone-brasileiro.html: [s.n.], 2019. Citado na página 48.

AUSTIN, R. **Unmanned Aircraft Systems: UAV Design, Development and Deployment**. [S.l.]: John Wiley & Sons, 2010. v. 54. Citado na página 48.

BANKS, J. Discrete event simulation. In: **Winter Simulation Conference**. [S.l.: s.n.], 2000. Citado na página 53.

BEAGLEBOARD. **beagleboard.org**. https://beagleboard.org/black: [s.n.], 2017. Citado na página 59.

BLACKMORE, L.; ONO, M.; WILLIAMS, B. C. **Chance-Constrained Optimal Path Planning with Obstacles**. 2011. IEEE Press. Citado nas páginas 106, 107, 110, 118, 138, 153, 154 e 164.

BOEING. **Boeing**. https://www.boeing.com/defense/autonomous-systems/scaneagle/index.page: [s.n.], 2019. Citado na página 48.

BOUBETA-PUIG, J.; MOGUEL, E.; SÁNCHEZ-FIGUEROA, F.; HERNÁNDEZ, J.; PRECIADO, J. C. An autonomous uav architecture for remote sensing and intelligent decision-making. **IEEE Internet Computing**, IEEE, v. 22, n. 3, p. 6–15, 2018. Citado nas páginas 40, 63, 79, 84, 85 e 86.

BRIGGS, F. Uav software architecture. **Infotech@Aerospace 2012**, 2012. Citado na página 80.

BROWN, A.; ESTABROOK, J.; FRANKLIN, B. Sensor processing and path planning framework for search and rescue uav network. **Worcester Polytech Institute, MA**, 2011. Citado nas páginas 40, 48, 78, 80, 81, 82 e 126.

CAI, G.; CHEN, B. M.; LEE, T. H.; DONG, M. Design and implementation of a hardware-in-the-loop simulation system for small-scale uav helicopters. **Mechatronics**, Elsevier, v. 19, n. 7, p. 1057–1066, 2009. Citado nas páginas 80 e 81.

CARVALHO, J. R. H.; BUENO, S. S.; MODESTO, J. F. Sistemas aéreos não tripulados para o monitoramento e gestão de risco do bioma amazônico. **Computação Brasil - Veículos Autônomos Não Tripulados**, v. 24, p. 1 – 155, 2014. Citado na página 46.

CAVALCANTE, T. R. F.; BESSA, I. V. d.; CORDEIRO, L. C. Planning and evaluation of uav mission planner for intralogistics problems. In: **2017 VII Brazilian Symposium on Computing Systems Engineering (SBESC)**. [S.l.: s.n.], 2017. p. 9–16. ISSN 2324-7894. Citado na página 63.

CENTMESH. **Software in the loop (SITL)**. https://www.ece.ncsu.edu/wireless/MadeInWALAN/CentMeshWikiBackup/tracwiki/wiki/HardWare/Drones/Autopilot/sitl.html: [s.n.], 2017. Citado na página 64.

CHIARAMONTE, R. B. **Detecção e desvio de obstáculos para veículos aéreos não tripulados usando visão monocular**. Tese (Tese de Doutorado) — Universidade de São Paulo (USP), nov 2018. São Carlos, SP. Citado nas páginas 39, 40, 63, 79, 86, 87 e 126.

CHOI, H.; GEEVES, M.; ALSALAM, B.; GONZALEZ, F. Open source computer-vision based guidance system for uavs on-board decision making. In: **2016 IEEE Aerospace Conference**. [S.l.: s.n.], 2016. p. 1–5. Citado na página 63.

DAS, S.; SUGANTHAN, P. N. Differential evolution: A survey of the state-of-the-art. **IEEE transactions on evolutionary computation**, IEEE, v. 15, n. 1, p. 4–31, 2011. Citado na página 132.

DJI. **DJI - NAZA-M V2**. http://www.dji.com/naza-m-v2: [s.n.], 2017. Citado na página 56.

DOSHI, A. A.; POSTULA, A. J.; FLETCHER, A.; SINGH, S. P. Development of micro-uav with integrated motion planning for open-cut mining surveillance. **Microprocessors and Microsystems**, Elsevier, v. 39, n. 8, p. 829–835, 2015. Citado na página 48.

DRONEKIT. **Dronekit by 3DR Robotics**. http://dronekit.io/: [s.n.], 2018. Citado na página 63.

DRONETREST. **Beginners guide to drone autopilots (flight controllers) and how they work**. http://www.dronetrest.com/t/beginners-guide-to-drone-autopilots-flight-controllers-and-how-they-work/1380: [s.n.], 2015. Citado na página 56.

____. **DroneTrest**. http://www.dronetrest.com/t/beginners-guide-to-drone-autopilots-flight-controllers-and-how-they-work/1380: [s.n.], 2018. Citado na página 62.

EASA. **EASA Annual Safety Review 2017**. https://cdn.aviation-safety.net/airlinesafety/industry/reports/EASA-Annual-safety-review-2017.pdf, 2017. Citado na página 41.

EBEID, E.; SKRIVER, M.; JIN, J. A survey on open-source flight control platforms of unmanned aerial vehicle. In: IEEE. **Euromicro Symposium on Digital Systems Design**. [S.l.], 2017. Citado nas páginas 56 e 60.

ERLEROBOTICS. **Erle-Brain 3 - Erle Robotics**. http://erlerobotics.com/blog/erle-brain-3/: [s.n.], 2017. Citado na página 56.

EVERS, L.; BARROS, A. I.; MONSUUR, H.; WAGELMANS, A. Online stochastic uav mission planning with time windows and time-sensitive targets. **European Journal of Operational Research**, v. 238, n. 1, p. 348 – 362, 2014. ISSN 0377-2217. Disponível em: <http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0377221714002288>. Citado na página 77.

FAA, F. A. A. **FAA Modernization and Reform Act of 2012**. Washington, DC, USA, 2012. 296 p. Citado na página 39.

FIGUEIRA, N.; FREIRE, I.; TRINDADE, O.; OES, E. S. Mission-oriented sensor arrays and uavs - a case study on environmental monitoring. **ISPRS - International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences**, p. 305–312, 2015. Disponível em: <http://www.int-arch-photogramm-remote-sens-spatial-inf-sci.net/XL-1-W4/305/2015/>. Citado nas páginas 75, 76, 80 e 86.

FIGUEIRA, N. M. **Arranjos de sensores orientados à missão para a geração automática de mapas temáticos em VANTs**. Tese (Tese de Doutorado) — Universidade de São Paulo (USP), mar 2016. São Carlos, SP. Citado nas páginas 39, 40, 41, 75, 91, 92, 93, 94, 95, 96 e 102.

FLIGHTGEAR. **FlightGear Wiki**. http://wiki.flightgear.org/: [s.n.], 2017. Citado na página 53.

____. **FlightGear World Scenery v2.10**. http://www.flightgear.org/legacy-Downloads/scenery-v2.12.html: [s.n.], 2017. Citado na página 55.

____. **SimGear - FlightGear Wiki**. http://wiki.flightgear.org/SimGear: [s.n.], 2017. Citado na página 53.

____. **Table of models - FlightGear Wiki**. http://wiki.flightgear.org/Table_of_models: [s.n.], 2017. Citado na página 54.

____. **TerraMaster - FlightGear Wiki**. http://wiki.flightgear.org/TerraMaster: [s.n.], 2017. Citado na página 55.

____. **Características - FlightGear - Simulador de Voo**. http://www.br.flightgear.org/sobre-flightgear/caracteristicas/: [s.n.], 2018. Citado na página 53.

FLYSKY. **FlySky Website)**. http://www.flysky-cn.com: [s.n.], 2017. Citado na página 62.

FRITZ, M.; WINTER, S.; FREUND, J.; PFLUEGER, S.; ZEILE, O.; EICKHOFF, J.; ROESER, H.-P. Hardware-in-the-loop environment for verification of a small satellite's on-board software. **Aerospace Science and Technology**, Elsevier, v. 47, p. 388–395, 2015. Citado na página 81.

GAMBOLD, K. A. Unmanned aircraft system access to national airspace. **Background Paper. Unmanned Experts LLC, Washington DC**, 2011. Citado na página 46.

GANS, N.; DIXON, W.; LIND, R.; KURDILA, A. A hardware in the loop simulation platform for vision-based control of unmanned air vehicles. **Mechatronics**, Elsevier, v. 19, n. 7, p. 1043–1056, 2009. Citado na página 81.

GISA. **Grupo de Interesse em SisVANTs e Aplicações**. gisa.icmc.usp.br/site: [s.n.], 2017. Citado na página 49.

____. **GISA**. http://gisa.icmc.usp.br/site/: [s.n.], 2019. Citado na página 48.

GONZALEZ, L. F.; MONTES, G. A.; PUIG, E.; JOHNSON, S.; MENGERSEN, K.; GASTON, K. J. Unmanned aerial vehicles (uavs) and artificial intelligence revolutionizing wildlife monitoring and conservation. **Sensors**, Multidisciplinary Digital Publishing Institute, v. 16, n. 1, p. 97, 2016. Citado na página 76.

GOOGLE. **X - Wing**. https://x.company/projects/wing/: [s.n.], 2019. Citado na página 42.

GOOGLE-EARTH. **Google Earth**. https://www.google.com.br/intl/pt-PT/earth/: [s.n.], 2017. Citado na página 138.

GRAHAM, M. **GPS versus Barometric Altitude: The definitive answer**. http://xcmag.com/news/gps-versus-barometric-altitude-the-definitive-answer/: [s.n.], 2011. Citado na página 62.

GRUMMAN, N. **Northrop Grumman**. http://www.northropgrumman.com/Capabilities/GlobalHawk/Pages/default.aspx: [s.n.], 2019. Citado na página 48.

GUIDOTI, F. P. **Proposta de uma Arquitetura Base para Integração de VANT**. Tese (Dissertação de Mestrado) — Universidade de São Paulo (USP), fev 2019. São Carlos, SP. Citado na página 152.

GUNETTI, P.; DODD, T.; THOMPSON, H. A software architecture for autonomous uav mission management and control. **AIAA Infotech@Aerospace 2010**, 2010. Citado na página 80.

HALLERMANN, N.; MORGENTHAL, G.; RODEHORST, V. Unmanned aerial systems (uas)–case studies of vision based monitoring of ageing structures. In: **Proceedings of the International Symposium Non-Destructive Testing In Civil Engineering, Berlin, Germany**. [S.l.: s.n.], 2015. p. 15–17. Citado na página 48.

HARDKERNEL. **ODROID - Hardkernel**. http://www.hardkernel.com/main/main.php: [s.n.], 2017. Citado na página 59.

HEFFNER, K.; FOUCHER, S. **Machine Vision for Intelligent Drones: An Overview**. https://pt.slideshare.net/kheffner/machine-vision-for-intelligent-drones-an-overview: [s.n.], 2017. Citado nas páginas 47 e 130.

HOSSOMI, M. Y. B. **Framework para Desenvolvimento de Ambientes de Simulação e Controle**. Tese (TCC) — Universidade de São Paulo (USP), nov 2015. São Carlos, SP. Citado na página 137.

INDIAMART. **Unmanned Vehicles**. https://www.indiamart.com/rds/army-defence-quater-guards-stores-supply.html: [s.n.], 2017. Citado na página 46.

INTEL. **Intel Aero Compute Board**. https://software.intel.com/en-us/aero/enclosure-kit: [s.n.], 2017. Citado na página 56.

____. **The Intel Edison Module - IOT**. https://software.intel.com/en-us/iot/hardware/edison: [s.n.], 2017. Citado na página 59.

IPPOLITO, C. A.; PISANICH, G.; AL-ALI, K. Component-based plug-and-play methodologies for rapid embedded technology development. **American Institute of Aeronautics and Astronautics**, 2005. Citado nas páginas 79 e 80.

ITIL, P. A. G. **Separação de Interesses (SdI)**. https://www.pmgacademy.com/pt/glossario-itil/467-separacao-de-interesses-sdi: [s.n.], 2019. Citado na página 143.

JUNG, C. R.; OSÓRIO, F. S.; KELBER, C. R.; HEINEN, F. J. Computação embarcada: Projeto e implementação de veículos autônomos inteligentes. **Anais do CSBC**, v. 5, p. 1358–1406, 2005. Citado na página 66.

KIM, H.; KIM, M.; LIM, H.; PARK, C.; YOON, S.; LEE, D.; CHOI, H.; OH, G.; PARK, J.; KIM, Y. Fully autonomous vision-based net-recovery landing system for a fixed-wing uav. **Mechatronics, IEEE/ASME Transactions on**, v. 18, n. 4, p. 1320–1333, Aug 2013. ISSN 1083-4435. Citado nas páginas 48 e 77.

KIM, J.; SUKKARIEH, S. A baro-altimeter augmented ins/gps navigation system for an uninhabited aerial vehicle. In: **Int. Symp. on Satellite Navigation Technologys**. [S.l.: s.n.], 2003. Citado na página 69.

KOUBAA, A.; QURESHI, B. Dronetrack: Cloud-based real-time object tracking using unmanned aerial vehicles over the internet. **IEEE Access**, IEEE, v. 6, p. 13810–13824, 2018. Citado na página 79.

KURT, H. B.; ALTUĞ, E. Development of an autonomous uav platform for advanced research applications. In: ACM. **Proceedings of the 2017 International Conference on Mechatronics Systems and Control Engineering**. [S.l.], 2017. p. 29–32. Citado na página 78.

KUWATA, Y. **Real-time Trajectory Design for Unmanned Aerial Vehicles using Receding Horizon Control**. Tese (151 p.) — Massachusetts Institute of Technology, 2003. Citado na página 78.

LEITE, O. **Projeto de Lei Nº 5942**. [S.l.], 2013. 11 p. Citado na página 45.

LI, G.-y.; LIU, M.-g. The summary of differential evolution algorithm and its improvements. In: IEEE. **2010 3rd International Conference on Advanced Computer Theory and Engineering (ICACTE)**. [S.l.], 2010. v. 3, p. V3–153. Citado na página 132.

LI, H. X. **Kongming: A Generative Planner for Hybrid Systems with Temporally Extended Goals**. Tese (PhD thesis) — Massachusetts Institute of Technology (MIT), 2010. 237 p. Citado na página 154.

LI, P.; CHEN, X.; LI, C. Emergency landing control technology for uav. In: **Guidance, Navigation and Control Conference (CGNCC), 2014 IEEE Chinese**. [S.l.: s.n.], 2014. p. 2359–2362. Citado na página 77.

LI, S.; WAN, Y.; FU, S.; LIU, M.; WU, H. F. Design and implementation of a remote uav-based mobile health monitoring system. In: INTERNATIONAL SOCIETY FOR OPTICS AND PHOTONICS. **SPIE Smart Structures and Materials+ Nondestructive Evaluation and Health Monitoring**. [S.l.], 2017. p. 101690A–101690A. Citado na página 78.

LI, X. A software scheme for uav's safe landing area discovery. **{AASRI} Procedia**, v. 4, p. 230 – 235, 2013. ISSN 2212-6716. 2013 {AASRI} Conference on Intelligent Systems and Control. Disponível em: <http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S221267161300036X>. Citado nas páginas 76 e 77.

LIN, W.; MU, C.; TAKASE, K. Path planning with topological map built with id tag and web camera. In: IEEE. **2006 International Conference on Mechatronics and Automation**. [S.l.], 2006. p. 1739–1744. Citado na página 68.

MAGRABI, S.; GIBBENS, P. Decentralised fault detection and diagnosis in navigation systems for unmanned aerial vehicles. In: IEEE. **Position Location and Navigation Symposium, IEEE 2000**. [S.l.], 2000. p. 363–370. Citado na página 68.

MARTÍ, R.; LOZANO, J. A.; MENDIBURU, A.; HERNANDO, L. Multi-start methods. **Handbook of Heuristics**, Springer, p. 1–21, 2016. Citado na página 133.

MATTEI, A. L. P. **Consciência situacional em voo de sistemas aéreos não tripulados**. Tese (Tese de Doutorado) — Universidade de São Paulo (USP), ago 2015. São Carlos, SP. Citado nas páginas 39, 40, 41, 42, 72, 75, 76, 80, 86, 91, 96, 97, 98, 99, 100 e 102.

MATTEI, A. L. P.; CUNHA, A. M.; DIAS, L. A. V.; EUPHRASIO, P. C. S.; TRINDADE, O.; TOLEDO, C. M. Ifa2s – in-flight awareness augmentation systems. In: **Information Technology - New Generations (ITNG), 2015 12th International Conference on**. [S.l.: s.n.], 2015. p. 95–100. Citado na página 76.

MAVLINK. **MAVLink Micro Air Vehicle Communication Protocol**. https://mavlink.io/en/: [s.n.], 2019. Citado nas páginas 51 e 63.

MEULEAU, N.; NEUKOM, C.; PLAUNT, C.; SMITH, D. E.; SMITH, T. The emergency landing planner experiment. In: **21st International Conference on Automated Planning and Scheduling**. [S.l.: s.n.], 2011. Citado na página 76.

MEULEAU, N.; PLAUNT, C.; SMITH, D. E.; SMITH, T. B. An emergency landing planner for damaged aircraft. In: **IAAI**. [S.l.]: AAAI, 2009. Citado na página 76.

MICROSOFT. **Microsoft Flight**. http://www.microsoft.com/games/flight/: [s.n.], 2017. Citado na página 54.

MOROZOV, A.; JANSCHEK, K. Flight control software failure mitigation: Design optimization for software-implemented fault detectors. **IFAC-PapersOnLine**, v. 49, n. 17, p. 248 – 253, 2016. ISSN 2405-8963. Symposium on Automatic Control in Aerospace. Disponível em: <http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S2405896316315154>. Citado nas páginas 40, 77 e 126.

MOTLAGH, N. H.; BAGAA, M.; TALEB, T. Uav selection for a uav-based integrative iot platform. In: IEEE. **Global Communications Conference (GLOBECOM), 2016 IEEE**. [S.l.], 2016. p. 1–6. Citado na página 78.

MTBSAE. **MTB SAE - Serviços Aéreos Especiais**. www.mtbsae.com.br: [s.n.], 2017. Citado nas páginas 49 e 50.

NASA, A. **Safe2Ditch Technology**. 2017. Disponível em: <https://technology.nasa.gov//t2media/tops/pdf/LAR-TOPS-243.pdf>. Citado nas páginas 76 e 77.

NEX, F.; REMONDINO, F. Uav for 3d mapping applications: a review. **Applied geomatics**, Springer, v. 6, n. 1, p. 1–15, 2014. Citado na página 48.

NOVATEL. **Attitude - Pitch/Roll/Yaw**. https://www.novatel.com/solutions/attitude/: [s.n.], 2019. Citado na página 50.

NTSB, N. T. S. B. **Aviation Statistics**. https://www.ntsb.gov/investigations/data/Pages/aviation_-stats.aspx: [s.n.], 2018. Citado na página 41.

ONO, M.; WILLIAMS, B. C.; BLACKMORE, L. Probabilistic planning for continuous dynamic systems under bounded risk. **J. Artif. Int. Res.**, AI Access Foundation, USA, v. 46, n. 1, p. 511–577, jan 2013. ISSN 1076-9757. Disponível em: <http://dl.acm.org/citation.cfm?id=2512538.2512551>. Citado nas páginas 118, 132, 138 e 154.

OSMAN, A.; WRIGHT, B.; NOURELDIN, A.; EL-SHEIMY, N. Multi-sensor inertial navigation systems employing skewed redundant inertial sensors. In: **ION GNSS 19th International Technical Meeting of the Satellite Division**. [S.l.: s.n.], 2006. Citado na página 69.

OSÓRIO, F. S. **Disciplina de Robôs Móveis Autônomos - SSC-5888**. [S.l.], 2014. Citado nas páginas 67, 71 e 72.

PASTOR, E.; LOPEZ, J.; ROYO, P. Uav payload and mission control hardware/software architecture. **IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine**, IEEE, v. 22, n. 6, p. 3–8, 2007. Citado na página 48.

PENSERINI, L.; TONUCCI, E.; G., I.; LABBIO, J. D. Development framework for drones as smart autonomous systems. In: **2017 8th International Conference on Information, Intelligence, Systems Applications (IISA)**. [S.l.: s.n.], 2017. p. 1–6. Citado na página 63.

PEREZ, D.; MAZA, I.; CABALLERO, F.; SCARLATTI, D.; CASADO, E.; OLLERO, A. A ground control station for a multi-uav surveillance system. **Journal of Intelligent & Robotic Systems**, Springer, v. 69, n. 1-4, p. 119–130, 2013. Citado na página 51.

PEREZ, E.; WINGER, A.; A., T.; GARCIA-PAREDES, C.; RUN, N.; KETI, N.; BHANDARI, S.; RAHEJA, A. Autonomous collision avoidance system for a multicopter using stereoscopic vision. In: **2018 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)**. [S.l.: s.n.], 2018. p. 579–588. ISSN 2575-7296. Citado na página 63.

PI, R. **Raspberry Pi - Teach, Learn, and Make with Raspberry Pi**. https://www.raspberrypi.org/: [s.n.], 2017. Citado na página 59.

PIRES, R. M. **Desenvolvimento de um mecanismo plug and play para o arranjo inteligente de sensores em sistemas aéreos não tripulados**. Tese (Dissertação de Mestrado) — Universidade de São Paulo (USP), mai 2014. São Carlos, SP. Citado nas páginas 76 e 95.

PIXHAWK. **Hardware in the Loop Simulation Setup**. https://pixhawk.org/users/hil: [s.n.], 2017. Citado na página 55.

____. **Pixhawk Flight Controller Hardware Project**. https://pixhawk.org/: [s.n.], 2017. Citado na página 56.

PRODAN, I.; OLARU, S.; BENCATEL, R.; SOUSA, J. B. de; STOICA, C.; NICULESCU, S.-I. Receding horizon flight control for trajectory tracking of autonomous aerial vehicles. **Control Engineering Practice**, v. 21, n. 10, p. 1334 – 1349, 2013. ISSN 0967-0661. Disponível em: <http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0967066113001020>. Citado nas páginas 40, 48, 79, 80, 81, 82, 86 e 126.

PROUD, R. W.; HART, J. J.; MROZINSKI, R. B. **Methods for determining the level of autonomy to design into a human spaceflight vehicle: a function specific approach**. [S.l.], 2003. Citado na página 72.

PSIROFONIA, P.; SAMARITAKIS, V.; ELIOPOULOS, P.; POTAMITIS, I. Use of unmanned aerial vehicles for agricultural applications with emphasis on crop protection: Three novel case—studies. **International Journal of Agricultural Science and Technology**, v. 5, p. 30–39, 2017. Citado na página 63.

RAMASAMY, S.; SABATINI, R.; GARDI, A.; LIU, J. {LIDAR} obstacle warning and avoidance system for unmanned aerial vehicle sense-and-avoid. **Aerospace Science and Technology**, v. 55, p. 344 – 358, 2016. ISSN 1270-9638. Disponível em: <http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1270963816301900>. Citado nas páginas 40, 48, 79, 80, 83, 84, 86 e 126.

RAMIREZ-ATENCIA, C.; RODRÍGUEZ-FERNÁNDEZ, V.; GONZALEZ-PARDO, A.; CAMACHO, D. New artificial intelligence approaches for future uav ground control stations. In: IEEE. **Evolutionary Computation (CEC), 2017 IEEE Congress on**. [S.l.], 2017. p. 2775–2782. Citado na página 76.

RESÉNDIZ, V. M. A.; RIVAS-ARAIZA, E. A. System identification of a quad-rotor in x configuration from experimental data. **Research in Computing Science**, v. 118, p. 77–86, 2016. Citado na página 50.

ROYO, P.; PASTOR, E.; BARRADO, C.; CUADRADO, R.; BARRAO, F.; GARCIA, A. Hardware design of a small uas helicopter for remote sensing operations. **Drones**, Multidisciplinary Digital Publishing Institute, v. 1, n. 1, p. 3, 2017. Citado na página 48.

SAFETY, A. **Aviation Safety Network**. https://aviation-safety.net/statistics/period/stats.php?cat=A1: [s.n.], 2018. Citado na página 41.

SCHRAGE, D. P. Software-enabledcontrol for intelligent uavs. **IEEE International Symposium on Computer Aided Control System Design**, 1999. Citado na página 79.

SHERIDAN, T. B.; VERPLANK, W. L. **Human and computer control of undersea teleoperators**. [S.l.], 1978. Citado na página 72.

SIGPLANES. **SIG - Rascal 110**. www.sigplanes.com/SIG-Rascal-110-EG-ARF_p_232.html: [s.n.], 2017. Citado nas páginas 49 e 50.

SOMMERVILLE, I. **Engenharia de Software, 9a edição**. São Paulo, SP, Brasil: [s.n.], 2011. Citado na página 143.

SPINKA, O.; HOLUB, O.; HANZALEK, Z. Low-cost reconfigurable control system for small uavs. **IEEE Transactions on Industrial Electronics**, IEEE, v. 58, n. 3, p. 880–889, 2011. Citado na página 71.

STRUPKA, G.; LEVCHENKOV, A.; GOROBETZ, M. Automated situation analysis as next level of unmanned aerial vehicle artificial intelligence. In: SPRINGER. **International Conference on Applied Human Factors and Ergonomics**. [S.l.], 2017. p. 25–37. Citado na página 76.

SUJIT, P. B.; KINGSTON, D.; BEARD, R. Cooperative forest fire monitoring using multiple uavs. In: **2007 46th IEEE Conference on Decision and Control**. [S.l.: s.n.], 2007. p. 4875–4880. ISSN 0191-2216. Citado na página 48.

TEULIÈRE, C.; MARCHAND, E.; ECK, L. 3-d model-based tracking for uav indoor localization. **IEEE Transactions on Cybernetics**, v. 45, n. 5, p. 869–879, May 2015. ISSN 2168-2267. Citado na página 68.

TOLEDO, C.; FRANÇA, P.; KIMMS, A.; MORABITO, R. A multi-population genetic algorithm approach to solve the synchronized and integrated two-level lot sizing and scheduling problem. **International Journal of Production Research**, v. 47, p. 3097–3119, 2009. ISSN 0020-7543. Citado na página 78.

UBLOX, D. **NEO-6 - u-blox 6 GPS Modules - Data Sheet**. [S.l.], 2014. Https://www.u-blox.com/sites/default/files/products/documents/NEO-6_DataSheet_(GPS.G6-HW-09005).pdf. Citado na página 61.

____. **NEO-M8 - u-blox M8 concurrent GNSS modules - Data Sheet**. [S.l.], 2016. Https://www.u-blox.com/sites/default/files/NEO-M8_DataSheet_%28UBX-13003366%29.pdf. Citado na página 61.

VANNINI, V.; ARANTES, J. d. S.; MATTEI, A. P.; FIGUEIRA, N.; ARANTES, M. d. S.; TOLEDO, C. F. M.; JÚNIOR, O. T.; SAQUI-SANNES, P. d. Service-oriented architecture to integrate flight safety and mission management subsystems into uavs. 2018. Citado nas páginas 174 e 195.

VELASQUEZ, L. C.; ARGUETA, J.; MAZARIEGOS, K. Implementation of a low cost aerial vehicle for crop analysis in emerging countries. In: IEEE. **Global Humanitarian Technology Conference (GHTC), 2016**. [S.l.], 2016. p. 21–27. Citado na página 78.

WANG, F.; CUI, J.-Q.; CHEN, B.-M.; LEE, T. H. A comprehensive uav indoor navigation system based on vision optical flow and laser fastslam. **Acta Automatica Sinica**, v. 39, n. 11, p. 1889 – 1899, 2013. ISSN 1874-1029. Disponível em: <http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1874102913600804>. Citado na página 68.

WATTS, A. C.; AMBROSIA, V. G.; HINKLEY, E. A. Unmanned aircraft systems in remote sensing and scientific research: Classification and considerations of use. **Remote Sensing**, Molecular Diversity Preservation International, v. 4, n. 6, p. 1671–1692, 2012. Citado nas páginas 47 e 130.

WEATHERINGTON, D.; DEPUTY, U. Unmanned aircraft systems roadmap, 2005-2030. **Deputy, UAV Planning Task Force, OUSD (AT&L)**, 2005. Citado na página 46.

WEBER, T. S. Tolerância a falhas: conceitos e exemplos. 2003. Citado nas páginas 68, 69 e 71.

WIKIPÉDIA. **Microsoft Flight - Wikipédia, a enciclopédia livre**. http://en.wikipedia.org/wiki/Microsoft_Flight: [s.n.], 2017. Citado na página 54.

WOLF, D. F.; SIMÕES, E.; OSÓRIO, F. S.; TRINDADE, O. J. Robótica móvel inteligente: Da simulação às aplicações no mundo real. In: SN. **Mini-Curso: Jornada de Atualização em Informática (JAI), Congresso da SBC**. [S.l.], 2009. p. 13. Citado na página 68.

X-PLANE. **FAA-Certified X-Plane**. http://www.x-plane.com/pro/certified/: [s.n.], 2017. Citado na página 54.

____. **X-Plane 11 is Here**. http://www.x-plane.com/: [s.n.], 2017. Citado na página 54.

XUE, X.; LAN, Y.; SUN, Z.; CHANG, C.; HOFFMANN, W. C. Develop an unmanned aerial vehicle based automatic aerial spraying system. **Computers and Electronics in Agriculture**, v. 128, p. 58 – 66, 2016. ISSN 0168-1699. Disponível em: <http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0168169916305282>. Citado nas páginas 40, 48, 79, 80, 82, 83, 86, 125 e 126.

YU, L.; LUO, C.; YU, X.; JIANG, X.; YANG, E.; LUO, C.; REN, P. Deep learning for vision-based micro aerial vehicle autonomous landing. **International Journal of Micro Air Vehicles**, SAGE Publications Sage UK: London, England, v. 10, n. 2, p. 171–185, 2018. Citado na página 63.

YUAN, Q.; ZHAN, J.; LI, X. Outdoor flocking of quadcopter drones with decentralized model predictive control. **ISA transactions**, Elsevier, v. 71, p. 84–92, 2017. Citado na página 63.

ZHOU, W.; NAIR, D.; GUNAWAN, O.; KESSEL, T. van; HAMANN, H. F. A testing platform for on-drone computation. In: **2015 33rd IEEE International Conference on Computer Design (ICCD)**. [S.l.: s.n.], 2015. p. 732–735. Citado na página 63.

GLOSSÁRIO

Aeronave de Asa Fixa: é um tipo de aeronave capaz de voar usando a asa fixada em seu chassi. Alguns exemplos dessas aeronaves são: Ararinha e Rascal.

Aeronave de Asa Rotativa: é um tipo de aeronave em que sua asa são hélices que giram em torno de um eixo vertical. Alguns exemplos dessas aeronaves são: helicópteros, quadricópteros e multicópteros.

Aileron: é um componente da aeronave, sendo o principal responsável pelo movimento de rotação *roll*.

Aviônicos: representa a toda a eletrônica a bordo da aeronave, como por exemplo, piloto automático, *companion computer*, receptor de rádio controle, módulo de telemetria e GPS.

Companion Computer (CC): é um computador a bordo da aeronave, que auxilia nas tomadas de decisão realizadas durante o voo.

Conventional Take-off and Landing (CTOL): é a aeronave que possui sistema de decolagem e aterrissagem convencional efetuado sobre pistas. Alguns exemplos dessas aeronaves são: Ararinha e Rascal.

Estação de Controle de Solo (GCS): é um software executado em um computador no solo que recebe informações de telemetria do VANT, exibe seu progresso e *status*, e transmite comandos para a aeronave.

Firmware do Piloto Automático: é o programa que controla o hardware do piloto automático determinando como ele irá operar.

Leme: é um componente da aeronave, sendo o principal responsável pelo movimento de rotação *yaw*.

Log de Voo: conjunto de informações, sobre o comportamento da aeronave, salva pelo piloto automático ou outro software durante o voo.

MAVLink: é um protocolo de comunicação utilizado nos pilotos automáticos de VANTs.

Missão: é todo o caminho que a aeronave deve percorrer em voo afim de cumprir seu objetivo. Uma missão pode ser representada por um conjunto de rotas, incluindo o acionamento de mecanismos, como tirada de fotografia e acionamento do pulverizador.

Piloto Automático (AP): equipamento acoplado ao VANT capaz de estabilizar o voo, manter a posição e seguir *waypoints*.

Pitch: representa o movimento de rotação do VANT ao redor do eixo lateral da aeronave.

Ponto-Alvo: é um local específico no espaço, definido por uma coordenada $(lat,\ lng,\ alt)$. Podemos pensar no ponto-alvo como um *waypoint* específico definido pelo projetista da missão.

Profundor: é um componente da aeronave, sendo o principal responsável pelo movimento de rotação *pitch*.

Return To Launch (RTL): é um modo de voo que leva a aeronave de volta ao local onde ela decolou, e então a pousa. Quando acionado faz a aeronave subir até uma altitude h_{rtl} configurado no piloto automático.

Roll: representa o movimento de rotação do VANT ao redor do eixo longitudinal da aeronave.

Rota ou Caminho: existem muitas maneiras de passar do ponto A ao ponto B. O caminho entre esses pontos é conhecido como rota. Uma rota é representada por uma série de pontos, chamados *waypoints*, conectados por linhas retas.

Simulador de Voo: é um software que tenta recriar a realidade existente no voo de uma aeronave simulando tanto o cenário quanto a aeronave.

Simulação HITL: permite executar missões de VANTs em que parte dos equipamentos são simulados e parte são físicos.

Simulação SITL: permite executar missões de VANTs sem nenhum hardware físico, dessa forma, todo o ambiente, hardware da aeronave, do piloto automático e sistema de comunicação são emulados.

Sistema de Telemetria: sistema de comunicação entre o computador em solo e a aeronave no ar capaz de fazer o monitoramento do voo.

Situação Crítica: é qualquer falha interna ou externa ao VANT que coloque em risco a sua aeronavegabilidade.

Throttle: representa a potência (aceleração) aplicada ao motor do VANT.

Trajetória: ao seguir uma rota, o caminho percorrido pode não ser exatamente o mesmo que a rota. O caminho real seguido é chamado de trajetória.

Unidade de Medida Inercial (IMU): é um conjunto combinado de giroscópios e acelerômetros que podem determinar a orientação e a estabilidade da aeronave.

Vertical Take-off and Landing (VTOL): é o veículo aéreo que possui sistema de decolagem e aterrissagem na vertical. Alguns exemplos desses veículos são: helicópteros, quadricópteros, multicópteros e balões a gás.

Waypoint: é um local específico no espaço, definido por uma coordenada $(lat,\ lng,\ alt)$. Uma rota ou missão possui, em geral, um conjunto de *waypoints* estabelecidos.

Yaw: representa o movimento de rotação do VANT ao redor do eixo vertical da aeronave.

APÊNDICE

A

ARQUIVOS DE ENTRADA E SAÍDA DE DADOS

O Código-fonte 1, nomeado de `config-param.properties`, é um exemplo de arquivo de entrada utilizado pelo sistema IFA. Esse tipo de arquivo possui o padrão chave-valor e, em geral, é utilizado para armazenar dados, parâmetros e configurações. A chave é uma representação única de uma propriedade/parâmetro. O IFA, após iniciar a sua execução, atualiza um conjunto de parâmetros de voo do AP, conforme configurado pelo projetista da missão. Essas configurações serão utilizadas pela aeronave durante todo o voo. Esses parâmetros são os mesmos aceitos pelo pilotos automáticos de códigos-fonte abertos, como APM e Pixhawk. Existem várias centenas de parâmetros possíveis de serem utilizados, a lista completa pode ser acessada no link [1].

```
#Formato: CHAVE=VALOR
RTL_ALT=2500.0
WPNAV_RADIUS=50.0
WPNAV_SPEED=200.0
WPNAV_SPEED_UP=50.0
WPNAV_SPEED_DN=50.0
LAND_SPEED=50.0
```

Código-fonte 1 – Arquivo de entrada para configuração dos parâmetros de voo utilizado no AP.

O Código-fonte 2, nomeado de `config-global.properties`, é um trecho contendo um exemplo de arquivo de entrada. Esse arquivo contém 25 parâmetros que podem ser alterados de forma a executar as missões autônomas. O arquivo original possui 116 parâmetros que podem ser definidos. Os parâmetros desse arquivo são utilizados pelos seguintes sistemas: UAV-IFA, UAV-MOSA, UAV-S2DK e UAV-GCS.

```
#Descrição da Propriedade: tipo de simulação
#Tipo de Dado: String    <->    [SITL, HITL, REAL_FLIGHT]
```

[1] <http://ardupilot.org/copter/docs/parameters.html>

```
3  prop.global.operation_mode=REAL_FLIGHT
4
5  #Descrição da Propriedade: tipo de AP usado nos experimentos
6  #Tipo de Dado: String   <->   [APM, PIXHAWK]
7  prop.global.type_ap=PIXHAWK
8
9  #Descrição da Propriedade: tipo de CC usado nos experimentos
10 #Tipo de Dado: String   <->   [EDISON, RASPBERRY, BEAGLE_BONE]
11 prop.global.type_cc=RASPBERRY
12
13 #Descrição da Propriedade: diretório com a missão a ser executada
14 prop.global.mission.dir=../Missions/Thesis/Scenery03
15
16 #Descrição da Propriedade: altitude relativa da missão (metros)
17 prop.global.mission.altitude_relative=12.0
18
19 #Descrição da Propriedade: IP do computador em que o IFA está executando
20 prop.global.comm.host_ifa=localhost
21
22 #Descrição da Propriedade: IP do computador em que o MOSA está executando
23 prop.global.comm.host_mosa=localhost
24
25 #Descrição da Propriedade: possui power module conectado no drone (CC)?
26 #Tipo de Dado: Booleano   <->   [TRUE, FALSE]
27 prop.hw.sensor.has_powermodule=TRUE
28
29 #Descrição da Propriedade: possui câmera conectada no drone (CC)?
30 #Tipo de Dado: Booleano   <->   [TRUE, FALSE]
31 prop.hw.sensor.has_camera=FALSE
32
33 #Descrição da Propriedade: possui buzzer conectada no drone (CC)?
34 #Tipo de Dado: Booleano   <->   [TRUE, FALSE]
35 prop.hw.actuator.has_buzzer=FALSE
36
37 #Descrição da Propriedade: diretório em que está o sistema da câmera
38 prop.hw.sensor.camera.dir=../Modules-Global/Camera/
39
40 #Descrição da Propriedade: duração do vídeo em segundos
41 prop.hw.sensor.camera.video.time=240
42
43 #Descrição da Propriedade: diretório em que está o sistema do buzzer
44 prop.hw.actuator.buzzer.dir=../Modules-Global/Buzzer/
45
46 #Descrição da Propriedade: pino de sinal usado para conectar o buzzer no CC
47 prop.hw.actuator.buzzer.pin=8
48
49 #Descrição da Propriedade: sistema executado pelo drone
```

```
#Tipo de Dado: String   <->   [REPLANNER, FIXED_ROUTE, CONTROLLER]
prop.ifa.global.system_exec=REPLANNER

#Descrição da Propriedade: local de execução do método
#Tipo de Dado: String   <->   [ONBOARD, OFFBOARD]
prop.ifa.replanner.local_exec=ONBOARD

#Descrição da Propriedade: replanejador de rotas usado pelo drone
#Tipo de Dado: String  <>  [DE4s, GH4s, GA4s, MPGA4s, MS4s, GA-GA4s, ...]
prop.ifa.replanner.method=GA4s

#Descrição da Propriedade: tempo de execução do método (em segundos)
prop.ifa.replanner.time_exec=1.0

#Descrição da Propriedade: número de waypoints usado no replanejador
prop.ifa.replanner.number_waypoints=30

#Descrição da Propriedade: risco alocado durante a missão (parâmetro delta)
prop.ifa.replanner.delta=0.01

#Descrição da Propriedade: sistema executado pelo drone
#Tipo de Dado: String   <->   [PLANNER, FIXED_ROUTE]
prop.mosa.global.system_exec=PLANNER

#Descrição da Propriedade: local de execução do método
#Tipo de Dado: String   <->   [ONBOARD, OFFBOARD]
prop.mosa.planner.local_exec=ONBOARD

#Descrição da Propriedade: método planejador de rotas usado pelo drone
#Tipo de Dado: String   <->   [HGA4m, CCQSP4m, M_ADAPTIVE4m]
prop.mosa.planner.method=HGA4m

#Descrição da Propriedade: tempo de execução do método entre cada rota
#Formato 1: time          Formato 2: [time1,time2,...timeN]
prop.mosa.planner.hga4m.time_exec=[4.0,4.0,4.0,4.0]

#Descrição da Propriedade: risco alocado durante a missão (parâmetro delta)
prop.mosa.planner.hga4m.delta=0.02
```

Código-fonte 2 – Arquivo de entrada para configuração dos parâmetros do sistema autônomo.

O Código-fonte 3, nomeado de `log-overhead-ifa.csv`, é um arquivo de saída de dados que contém um conjunto de informações de *overhead* de comunicação do IFA com AP. Esse arquivo é gerado pelo sistema IFA.

```
Type-of-Method;Requisition-URL;Time-In-MilliSeconds
POST;/set-parameter/;322
GET;/get-parameters/;208
```

```
4 GET;/get-home-location/;419
5 GET;/get-all-sensors/;27
6 GET;/get-distance-to-home/;60
7 ...
8 GET;/get-all-sensors/;44
```

Código-fonte 3 – Arquivo de saída de *log* do *overhead* de comunicação do IFA com AP.

O Código-fonte 4, nomeado de `log-overhead-mosa.csv`, é um arquivo de saída de dados que contém um conjunto de informações de *overhead* de comunicação do MOSA com AP. Esse arquivo é gerado pelo sistema MOSA.

```
1 Type-of-Method;Requisition-URL;Time-In-MilliSeconds
2 GET;/get-parameters/;348
3 GET;/get-all-sensors/;32
4 GET;/get-distance-to-home/;11
5 POST;/set-mission/;16052
6 ...
7 GET;/get-all-sensors/;37
```

Código-fonte 4 – Arquivo de saída de *log* do *overhead* de comunicação do MOSA com AP.

O Código-fonte 5, nomeado de `log-aircraft.csv`, é um arquivo de saída de dados que contém um conjunto de informações heterogêneas obtidas por diversos sensores e sistemas da aeronave. Esse arquivo é gerado pelo sistema IFA. O Quadro 8 sintetiza as informações dos campos desse arquivo.

```
1 date;hour;time;lat;lng;alt-rel;alt-abs;voltage-bat;current-bat;level-bat;
      pitch;yaw;roll;vel-x;vel-y;vel-z;fix-type;satellites-visible;eph;epv;
      heading;groundspeed;airspeed;next-wpt;count-wpt;dist-to-home;dist-to-
      current-wpt;mode;system-status;armed;is-armable;ekf-ok;type-failure;est-
      time-to-do-rtl;est-consump-bat-rtl;est-max-dist;est-max-time;dist-sonar;
      temperature-sensor
2 2018/11/19;15:50:12;5.7;-22.0017092;-47.9330039;-1.80;840.00;12.175;0.00;
3       99.0;-0.0970;2.7140;0.0556;-0.02;0.01;0.02;3;10;146;65535;155.0;0.00;
4       0.00;0;0;-1.00;-1.00;LOITER;STANDBY;false;false;false;NONE;87.30;13.44;
5       1872.97;611.11;NONE;NONE
6 ...
7 2018/11/19;15:52:11;1.8;-22.0017211;-47.9331374;4.80;850.00;10.317;12.60;
8       98.0;-0.0747;2.9450;0.0138;-0.19;0.09;0.19;3;10;145;65535;169.0;0.16;
9       0.16;1;12;-1.00;9.02;GUIDED;ACTIVE;true;false;false;NONE;77.58;12.45;
10      1854.05;604.94;NONE;NONE
11 2018/11/19;15:52:11;18.0;-22.0017197;-47.9331384;4.90;850.00;10.221;13.56;
12      97.0;-0.1737;3.0550;0.0723;0.02;0.01;-0.02;3;10;145;65535;169.0;0.10;
13      0.10;1;12;-1.00;8.86;AUTO;ACTIVE;true;false;false;NONE;77.38;12.42;
14      1835.14;598.77;NONE;NONE
15 ...
```

Código-fonte 5 – Arquivo de saída contendo dados da missão obtidos pelos sensores e sistemas.

Quadro 8 – Propriedades do arquivo de saída com dados da missão (`log-aircraft.csv`).

Propriedade	Descrição	Intervalo	Unidade
date	Data do voo no formato AAAA/MM/DD	-	-
hour	Hora do voo no formato HH:MM:SS	$[00:00:00, 23:59:59]$	-
time	Tempo após inicialização do sistema	$[0, +\infty]$	segundos
lat	Latitude da aeronave (posição norte-sul)	$[-90, +90]$	graus
lng	Longitude da aeronave (posição leste-oeste)	$[-180, +180]$	graus
alt-rel	Altitude relativa da aeronave (em relação ao solo)	$[offset, +\infty]$	metros
alt-abs	Altitude absoluta da aeronave (em relação ao mar)	$[offset, +\infty]$	metros
voltage-bat	Tensão atual da bateria	$[0, offset]$	volts
current-bat	Corrente elétrica atual da bateria	$[0, offset]$	amperes
level-bat	Nível percentual atual da bateria	$[0, 100]$	%
pitch	Ângulo de inclinação ao redor do eixo transversal	$[-\pi, +\pi]$	radianos
yaw	Ângulo de guinada ao redor do eixo vertical	$[-\pi, +\pi]$	radianos
roll	Ângulo de rolamento ao redor do eixo longitudinal	$[-\pi, +\pi]$	radianos
vel-x	Velocidade do VANT em relação a coordenada x	$[0, offset]$	m/s
vel-y	Velocidade do VANT em relação a coordenada y	$[0, offset]$	m/s
vel-z	Velocidade do VANT em relação a coordenada z	$[0, offset]$	m/s
fix-type	Tipo de fixação do GPS em dimensões capturadas	$\{0D, 1D, 2D, 3D\}$	-
satellites-visible	Quantidade de satélites capturados pelo GPS	$[0, +\infty]$	-
eph	Desvio padrão do erro de posição horizontal do GPS	$[0, +\infty]$	metros
epv	Desvio padrão do erro de posição vertical do GPS	$[0, +\infty]$	metros
heading	Ângulo de orientação em coordenadas aeronáuticas	$[0, 360]$	graus
groundspeed	Velocidade do VANT em relação ao solo	$[0, +\infty]$	m/s
airspeed	Velocidade do VANT em relação ao ar	$[0, +\infty]$	m/s
next-wpt	Número do *waypoint* a ser buscado pelo VANT	$[0, offset]$	-
count-wpt	Contador de *waypoints* totais salvos no AP	$[0, offset]$	-
dist-to-home	Distância do VANT ao *waypoint home*	$[0, +\infty]$	metros
dist-to-current-wpt	Distância do VANT ao *waypoint* atual	$[0, +\infty]$	metros
mode	Modo de voo atual do AP	{AUTO, GUIDED, STABILIZE, RTL, LOITER, etc.}	-
system-status	*Status* atual do AP	{UNINIT, BOOT, CALIBRATING, STANDBY, ACTIVE, CRITICAL, EMERGENCY, POWEROFF}	-
armed	O VANT está armado?	$\{true, false\}$	-
is-armable	O VANT é armável?	$\{true, false\}$	-
ekf-ok	O EKF do AP está ok?	$\{true, false\}$	-
type-failure	Tipo de falha crítica detectada	{NONE, SYSTEM_MOSA, SYSTEM_IFA, LOW_BATTERY, BAD_WEATHER, GPS, AP_CRITICAL, AP_EMERGENCY, AP_POWEROFF}	-
est-time-to-do-rtl	Estimativa do tempo de voo para realizar RTL	$[0, offset]$	segundos
est-consump-bat-rtl	Estimativa do consumo de bateria para realizar RTL	$[0, 100]$	%
est-max-dist	Estimativa da distância máxima percorrida	$[0, offset]$	metros
est-max-time	Estimativa do tempo máximo de voo	$[0, offset]$	segundos
dist-sonar	Distância obtida pelo sensor ultrassom	$[0, offset]$	metros
temperature-sensor	Temperatura obtida pelo sensor	$[0, 700]$	^{o}C

Fonte: Elaborada pelo autor.


ICMC
USP
SÃO CARLOS